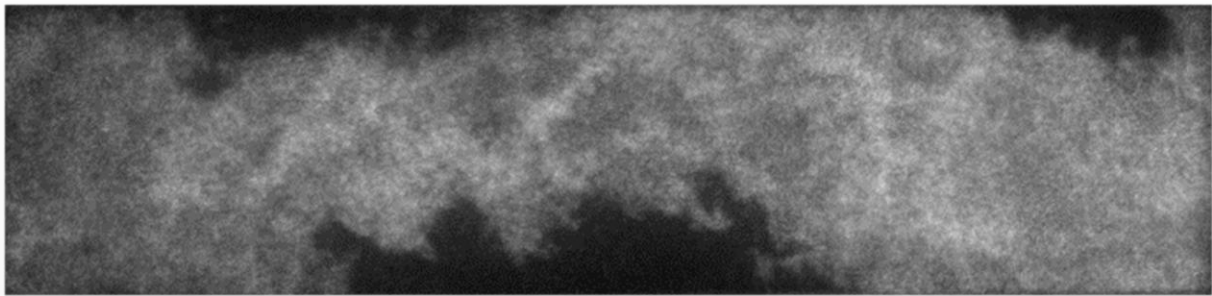


# Auswertung von Hochgeschwindigkeitsaufnahmen der Flammendynamik in Hochdruckverbrennung von LOX/H<sub>2</sub>



Markus Hoffmann

Technik Entwicklung  
Bachelor of Science (210 Credits)

Hochschule Ravensburg-Weingarten  
Fakultät Technologie und Management

Eine Bachelorarbeit eingereicht für den Abschluss  
Bachelor of Science (B.Sc.)  
an der Hochschule Ravensburg-Weingarten

# **Auswertung von Hochgeschwindigkeitsaufnahmen der Flammendynamik in Hochdruckverbrennung von LOX/H<sub>2</sub>**

Erster Prüfer:	Prof. Dr. Jörg Eberhardt Studiendekan Physical Engineering Hochschule Ravensburg-Weingarten
Zweiter Prüfer:	Dr. Justin Hardi Gruppenleiter Verbrennungsdynamik Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Studiengang:	Technik-Entwicklung
Autor:	Markus Hoffmann
DLR Dokument-Nr.:	DLR-LA-RAK-HF-RP-109

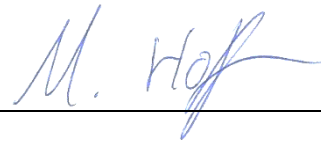
# Abstract

Das Verständnis der Verbrennungs- und Einspritzabläufe in einer Brennkammer sind essentiell, um effizientere Triebwerke auszulegen. Aufgrund dessen wurde am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) ein Projekt durchgeführt, indem eine modulare befensterte Brennkammer unter verschiedenen Betriebsbedingungen getestet wurde. Die Brennkammer ermöglicht einen 370 mm langen Einblick, in 100 mm Abschnitten, in das Innere der Brennkammer. Das Brennkammerverhalten wurde dabei durch Aufnahme von Hydroxyl-Radikal-Emissionen und Schattenabbildung der Verbrennung mit Hochgeschwindigkeitskameras aufgezeichnet. Die Arbeit befasst sich dabei ausschließlich mit der Auswertung der Hydroxyl-Radikal-Emissionsaufnahmen. Zur Auswertung der Aufnahmen wurden axiale und radiale Intensitätsprofile von gemittelten Bildern erstellt. Bei der Auswertung der Aufnahmen wurde versucht Rückschlüsse auf die Abhängigkeit der Länge der Flamme und der Intensitätsverteilung der Verbrennung vom Brennkammerdruck und Sauerstoff/Wasserstoff Massenflussverhältnis (ROF) zu erlangen. Der Vergleich der Intensitätsprofile von verschiedenen Betriebspunkten zeigt eine lineare Proportionalität der Intensität und der Flammenlänge vom Brennkammerdruck. Es wurde ebenfalls beobachtet, dass die Intensitätsverteilung in der Injektor-nahen Region vom ROF und Brennkammerdruck abhängig ist.

# Selbstständigkeitserklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit mit dem Titel „Auswertung von Hochgeschwindigkeitsaufnahmen der Flammendynamik in Hochdruckverbrennung von LOX/H<sub>2</sub>“ selbstständig und ohne unerlaubte fremde Hilfe angefertigt, keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel verwendet und die den verwendeten Quellen und Hilfsmitteln wörtlich oder inhaltlich entnommenen Stellen als solche kenntlich gemacht habe.

Lampoldshausen, 06.08.2020

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'M. Hoff', written over a horizontal line.

Ort, Datum

Unterschrift



# Verzeichnis der Abbildungen

<b>1</b>	Aufgeschnittene Vulcain 2 Brennkammer.	4
<b>2</b>	Vergleich von unterkritischer Zerstäubung und überkritischer Mischung von flüssigem Sauerstoff und gasförmigen Wasserstoff.	6
<b>3</b>	Flammenspektrum einer LOX/GH2-Verbrennung. Hydroxyl-Radikal-Emissions-Maximum und Blaue Strahlung Maxima eingezeichnet nach Hardi.	8
<b>4</b>	Vergleich von thermischer und chemischer Anregung von OH* in einer Sauerstoff-Wasserstoff-Flamme nach Fiala.	9
<b>5</b>	Abgasstrahl eines Vulcain 2 Triebwerks, zwischen den zwei Abgasstrahlen der Feststofftriebwerke, während dem Flug einer Ariane 5.	10
<b>6</b>	Hochgeschwindigkeits-Schattengraphie-Aufnahme aus der DLR Brennkammer C.	11
<b>7</b>	Hochgeschwindigkeits-OH*-Aufnahme aus der DLR Brennkammer BKC.	12
<b>8</b>	Teststand P8 des DLR in Lampoldshausen, während dem Betrieb.	15
<b>9</b>	Schematische Darstellung der vier Fensterkonfigurationen des optischen Zugangs.	16
<b>10</b>	DLR Modellbrennkammer BKC mit optischem Zugang.	16
<b>11</b>	Scherinjektor mit Konstruktionsmaßen und schematische Darstellung von BKC zur Visualisierung der Konstruktionsmaße.	17
<b>12</b>	Testablauf.	18
<b>13</b>	Skizze des optischen Aufbaus.	19
<b>14</b>	Foto des Testaufbaus im Teststand P8.	20
<b>15</b>	Unbearbeitete OH*-Aufnahme aus BKC.	21
<b>16</b>	Charakteristiken einer OH*-Aufnahme aus BKC.	22

<b>17</b>	Visualisierung des Binarisierungsgrenzwertes, Gradient, Interessengebietes.	23
<b>18</b>	Zugeschnittene Aufnahme, gemittelte Aufnahme, normalisierte Aufnahme.	25
<b>19</b>	Kompositbild.	26
<b>20</b>	Axialprofil der ersten Fensterkonfiguration.	27
<b>21</b>	Axialprofil und kompensiertes Axialprofil eines Kompositbildes.	28
<b>22</b>	Radialprofil der ersten Fensterkonfiguration.	30
<b>23</b>	Axialprofil mit FCO und Durchschnittsintensität markiert.	31
<b>24</b>	FCO-Position in Abhängigkeit von ROF und PCC.	32
<b>25</b>	Simulationsergebnisse von ProTAU.	33
<b>26</b>	Radialprofile in Abhängigkeit des ROFs und Brennkammerdrucks.	34
<b>27</b>	Flammenbreite in Abhängigkeit des ROFs und Brennkammerdrucks.	35
<b>28</b>	Durchschnittsintensität in Abhängigkeit des Brennkammerdrucks.	36
<b>29</b>	Axialprofile aus Kompositbildern für ROF 6, ROF 5 und ROF 4.	37
<b>30</b>	Axialprofile aus Kompositbilder für 60 bar, 50 bar und 40 bar.	39
<b>31</b>	Simulierte Axialprofile des Temperaturverlauf	40
<b>32</b>	Simulierte Axialprofile der partiellen OH-Konzentration	42
<b>33</b>	Position der maximalen Intensität in Abhängigkeit des ROFs und des Brennkammerdrucks.	43
<b>34</b>	Axialprofile der zweiten Fensterkonfiguration bei allen Betriebspunkten.	44

# Nomenklatur

DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
RP-1	Rocket Propellant 1 (Kerosin)
LOX	Flüssig-Sauerstoff
H <sub>2</sub>	Wasserstoff
GH <sub>2</sub>	Gasförmiges Wasserstoff
SSME	Space Shuttle Main Engine
SLS	Space Launch System
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ESA	Europäische Weltraumorganisation
ROF	Oxidator/Brennstoff-Massenstromverhältnis
OH	Hydroxyl
OH*	Hydroxyl-Radikal
UV	Ultraviolett
BKC	Brennkammer C
CMOS	Complementary metal-oxide-semiconductor
OpenCV	Open Source Computer Vision Library
ROI	Interessengebiet
CLAHE	Contrast Limited Adaptive Histogram Equalization
FCO	Flame-Cut-Off
PCC	Brennkammerdruck

# Zeichen

Zeichen	Bedeutung	Einheit
$ROF$	Oxidator/Brennstoff-Massenflussrateverhältnis	-
$\dot{m}_{Oxidator}$	Massenstrom, Oxidator	kg/s
$\dot{m}_{Brennstoff}$	Massenstrom, Brennstoff	kg/s
$E_{ph}$	Energie, Photon	eV
$h$	Planck'sche Konstante	eV s
$c$	Lichtgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
$\lambda$	Wellenlänge	nm
$VR$	Geschwindigkeitsverhältnis	-
$u_g$	Geschwindigkeit, Gas	$\frac{m}{s}$
$u_f$	Geschwindigkeit, Flüssigkeit	$\frac{m}{s}$
$J$	Impulsstromdichteverhältnis	-
$\rho$	Dichte	$\frac{kg}{m^3}$
$u$	Geschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
$p_{cc}$	Brennkammerdruck	bar

# Inhaltsverzeichnis

<b>Abstract</b>	<b>II</b>
<b>Selbstständigkeitserklärung</b>	<b>III</b>
<b>Verzeichnis der Abbildungen</b>	<b>IV</b>
<b>Nomenklatur</b>	<b>VI</b>
<b>Zeichen</b>	<b>VII</b>
<b>Inhaltsverzeichnis</b>	<b>VIII</b>

<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1. Kontext	1
1.2. Forschungsziel	2
<b>2. Grundlagen und Stand der Technik</b>	<b>3</b>
2.1. Raketenantrieb	3
2.2. Brennkammern	4
2.3. LOX/H <sub>2</sub> Verbrennung	5
2.4. Optische Diagnostik von LOX/H <sub>2</sub> Verbrennung	7
2.4.1. Flammenspektrum	7
2.4.2. OH*-Strahlung	8
2.4.3. Blaue Strahlung	10
2.4.4. Beobachtungsmethoden	11
2.4.4.1. Schattengraphie	11
2.4.4.2. OH*-Aufnahmen	12
2.5. Aktueller Forschungsstand optischer Diagnostik von Verbrennung in Brennkammern	13
<b>3. Methodik</b>	<b>15</b>
3.1. Testaufbau	15
3.1.1. Teststand P8	15
3.1.2. Brennkammer C	16
3.1.3. Testbedingungen	18
3.1.4. Optischer Aufbau	19

3.1.4.1. OH*-Aufnahme	20
3.2. Erzeugte Bilder	21
3.3. Datenauswertung	22
3.3.1. Bildbearbeitung	22
3.3.2. Intensitätsprofile	26
3.3.2.1. Axialprofile	27
3.3.2.2. Radialprofile	29
 <b>4. Ergebnisse und Interpretation</b>	 <b>31</b>
4.1. Flammenlänge	31
4.2. Intensitätsverteilung der Flamme	36
4.2.1. Abhängigkeit der Intensitätsverteilung vom Brennkammerdruck	36
4.2.2. Abhängigkeit der Intensitätsverteilung vom ROF	38
4.2.3. Vergleich zu Temperaturprofilen	40
4.2.4. Vergleich zu OH-Konzentrationsprofilen	41
4.2.5. Transluzenz des optischen Zugangs	43
 <b>5. Zusammenfassung und Fazit</b>	 <b>45</b>
<b>6. Danksagung</b>	<b>47</b>
 <b>Literaturverzeichnis</b>	
 <b>Anhang</b>	



# 1. Einleitung

Als Einführung in das Thema der Arbeit wird in Kapitel 1.1 ein allgemeiner Kontext gegeben. In Kapitel 1.2 wird das Forschungsziel, die gestellten Forschungsfragen und die Gliederung der Arbeit erläutert.

## 1.1. Kontext

Raketen, auch bekannt als Trägerraketen oder im Englischen „launch vehicle“, werden für die Beförderung von Nutzlasten verwendet. Diese Nutzlasten können für kommerzielle Anwendungen wie Kommunikation, Satellitenfernsehen und Navigation sein, für wissenschaftliche Anwendungen wie Metrologie, Teleskope, Raumsonden oder bemannte Missionen, oder für militärische Zwecke wie Spionagesatelliten oder Warnsysteme. Aufgrund der vielseitigen Abhängigkeit von orbitaler Infrastruktur, sind Raketen für den heutigen Lebensstandard nicht mehr verzichtbar. Das grundlegende Konzept für alle Anwendungen von Trägerraketen ist gleich. Die Nutzlast soll in den Weltraum transportiert werden. Dabei soll die Trägerrakete die Nutzlast ausreichend beschleunigen, damit sie diese in den Orbit, um die Erde oder zu einem anderen Himmelskörper befördert. Die Anforderung eine steigende Anzahl an Nutzlasten, die gleichzeitig schwerer und größer werden zu befördern, führt zu einer fortgehenden Entwicklung in der Raumfahrt.

Die Hauptkomponenten einer Rakete sind der Raketenantrieb, Treibstofftanks, die Stabilisierungs- und Kontrollsysteme und die Nutzlast. Die Möglichkeiten einer Rakete hängen dabei am meisten vom Antriebssystem ab, da das bestimmt, wie schwer die Nutzlast sein darf, um in die gewünschte Umlaufbahn zu kommen. Aufgrund dessen wird international von verschiedenen staatlichen und privaten Einrichtungen, wie dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Forschung in der Antriebstechnik betrieben.



## 1.2. Forschungsziel

Eine der wichtigsten Kriterien für einen Raketenantrieb ist die stabile und vorhersehbare Verbrennung. In der aktuellen Entwicklung von Raketen wird zunehmend auf numerische Modellierung und Simulation, anstatt auf experimentelle Tests, gesetzt. Die Resultate und Methoden numerischer Verfahren haben sich zunehmend verbessert, benötigen jedoch noch experimentelle Daten zur Validierung und Verbesserung. Aus diesem Grund wurde am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt in Lampoldshausen mit einer befensterten Modellbrennkammer ein großer Datensatz an optischen Aufnahmen erzeugt. Die Aufgabe dieser Arbeit ist es, für die Hydroxyl-Radikal-Emissionsaufnahmen dieses Datensatzes, ein Auswertungsverfahren zu entwickeln. Die Untersuchung der Daten beinhaltet dabei ein Verfahren zur Bildverarbeitung und Auswertung der bearbeiteten Bilder. Die Auswertung der Aufnahmen soll Rückschlüsse auf die Intensitätsverteilung der Verbrennung und die Flammenlänge in der Brennkammer geben.

Die Arbeit ist in drei große Abschnitte unterteilt. Das zweite Kapitel gibt einen Einblick in die Grundlagen, auf denen diese Arbeit basiert. Dies umschließt eine kurze Einführung in Raketenantriebe und Brennkammern, gefolgt von dem relevanten Hintergrundwissen über die Verbrennung von einem Sauerstoff/Wasserstoff-Gemisch in Brennkammern. Anschließend wird die optische Diagnostik von Sauerstoff/Wasserstoff-Verbrennung mit den zu beobachtbaren Phänomenen und den Beobachtungsmethoden vorgestellt. Als Abschluss zum Kapitel wird die vorherige Forschung zur optischen Diagnostik von Verbrennung in Brennkammern beispielhaft an einzelnen Studien veranschaulicht. Im dritten Kapitel wird die Methodik zur Datenerzeugung und -auswertung erläutert. Dabei wird auf den Testaufbau, die dadurch erzeugten Bilder und die Datenauswertung dieser Bilder eingegangen. Im vierten Kapitel werden die ausgewerteten Daten vorgestellt und die untersuchten Merkmale interpretiert. Abschließend folgen eine Zusammenfassung und ein Fazit der erzielten Ergebnisse.

## 2. Grundlagen und Stand der Technik

### 2.1. Raketenantrieb

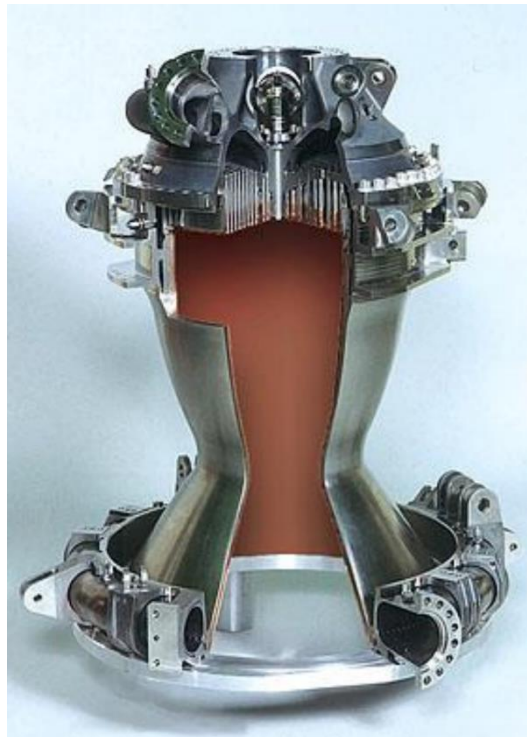
Die größte Einschränkung von Raketennutzlasten ist das Gewicht, womit Raketen neben den Kosten hauptsächlich auf das mögliche Nutzlastgewicht optimiert werden. Dabei hängt das Nutzlastgewicht direkt von der Leistung und Effizienz des Antriebssystems der Rakete ab. Bei Raketen gibt es grundsätzlich vier verschiedene Antriebstechnologien: Kaltgas, Monergole, Diergole und Feststoffantrieb.

Die Wahl der Antriebsart ist dabei meistens abhängig von der Anwendung. Kaltgas und hypergolische Antriebe werden oft zur Steuerung in Systemen wie dem „Reaction Control System“, „Orbital Maneuvering System“ oder der Lageregelung eingesetzt. Feststoffantriebe werden häufig als die erste Stufe kleiner Raketen oder Hilfstriebwerken, sogenannten „Boostern“, für die erste Stufe größerer Raketen benutzt. Feststoffantriebe haben in der Regel eine schlechtere Effizienz als andere Antriebsarten und können weder frühzeitig abgeschaltet noch gedrosselt werden. Feststoffantriebe sind jedoch aufgrund der niedrigen Produktionskosten, Lagerfähigkeit und dem möglichen hohen Schub gängig. Die weit verbreitete Antriebsarten sind aber aufgrund der hohen Effizienz und Leistung Triebwerke, die mit diergolen Treibstoffen angetrieben werden. Diergole Flüssigtreibstoffe bestehen aus einem Oxidator und einem Brennstoff. Der Oxidator ist in den meisten Fällen flüssiger Sauerstoff, Distickstofftetroxid oder Wasserstoffperoxid. Dabei ist Sauerstoff bevorzugt, da dieser, im Vergleich zu den Alternativen, nicht giftig ist. Beliebte Brennstoffe sind hochraffiniertes Kerosin „RP-1“ (Rocket Propellant 1), Wasserstoff, Hydrazin, Methan und andere Kohlenwasserstoffe. Ein Flüssigtreibstoffantrieb besteht grundsätzlich aus drei Teilen: Treibstofftanks, Treibstofftransportsystem und einem Raketentriebwerk. Der Prozess eines solchen Antriebes ist, dass der Oxidator und Brennstoff aus separaten Tanks über Rohre und Ventile zu Turbopumpen geleitet werden, welche die benötigten Einspritzdrücke für die

Brennkammer erzeugen. In der Brennkammer werden die Treibstoffe gemischt und verbrannt, woraufhin Verbrennungsprodukte und übrige Treibstoffe aus der Düse austreten und den Schub erzeugen. Die Rakete wird durch die austretenden Verbrennungsprodukte, aufgrund des Impulserhaltungsgesetzes, beschleunigt.

## 2.2. Brennkammern

Alle Komponenten einer Rakete sind extremen Bedingungen ausgesetzt, wobei die Brennkammer keine Ausnahme ist. Durch die Einspritzung von kryogenen Treibstoffen bei Temperaturen von unter 30 K und Verbrennungstemperaturen von bis zu 3500 K sind Temperaturgradienten eine hohe Belastung für Brennkammern.



**Abbildung 1:** Aufgeschnittene Vulcain 2 Brennkammer [25].

Die Bestandteile einer Brennkammer sind die Injektoren, Zündsystem, Kühlsysteme und eine konvergierende Düse. Für das Material der Innenwände wird, trotz Temperaturen über der Schmelztemperatur, aufgrund der hohen Wärmeleitfähigkeit Kupfer oft gewählt. In industriellen Brennkammern sind meistens bis zu mehreren Hunderte Injektoren vorhanden, um die gewünschten Leistungen für Schwerlast-Trägerraketen zu erreichen. Das Vulcain 2 Triebwerk der europäischen Trägerrakete Ariane 5 benutzt 516 Injektoren.

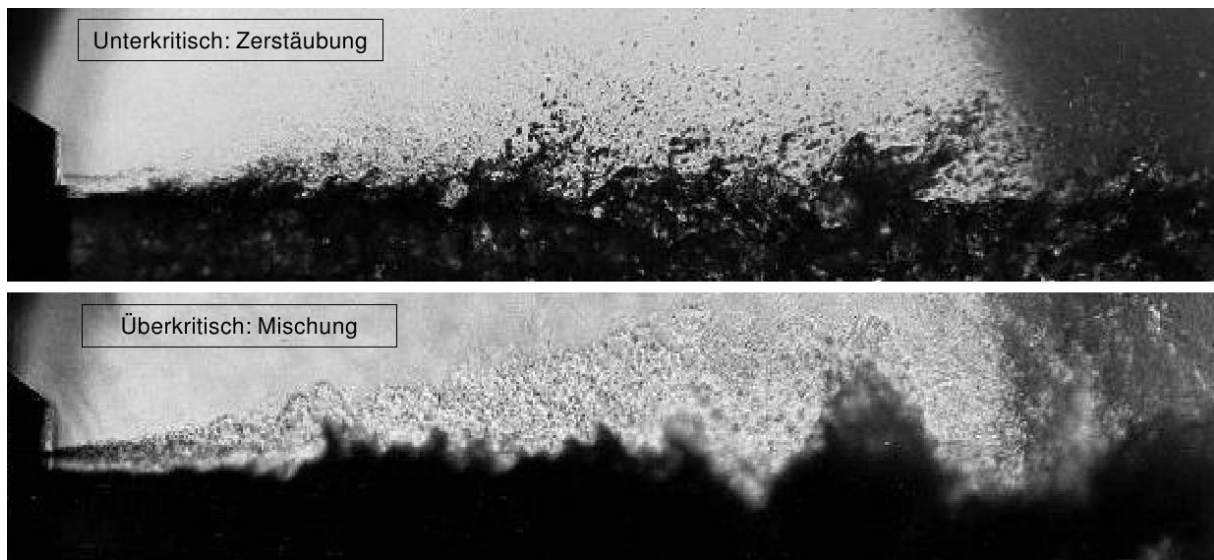
In Entwicklungsbrennkammern werden tendenziell eine geringe Anzahl an Injektoren, oft nur ein einziger, benutzt, um das Verhalten genauer studieren zu können und Kosten zu senken. Die Treibstoffe benötigen, wenn sie nicht hypergolisch sind, eine Zündung, um die Verbrennung zu injizieren. Gezündet wird über hypergolische Treibstoffeinspritzung, Pyroladungen, Gasfackelzünder oder extern durch Funken und Laser. Die Kühlung wird oft in Form von Filmkühlung oder regenerativer Kühlung durch den Brennstoff durchgeführt, wodurch die Integrität der Brennkammer über die Laufzeit der Rakete gewährleistet werden kann.

### **2.3. LOX/H<sub>2</sub>-Verbrennung**

Die Treibstoffkombination von Sauerstoff und Wasserstoff wurde historisch schon ausgiebig benutzt und wird heutzutage noch bei vielen Raketen eingesetzt. Erfolgreiche Anwendungen sind das „Space Shuttle Main Engine“ (SSME), welches vom Space Shuttle eingesetzt wurde und für das „Space Launch System“ (SLS) der National Aeronautics and Space Administration (NASA) zukünftig eingesetzt werden soll und das Vulcain 2 und 2.1 Triebwerk der Ariane 5 und Ariane 6 Rakete der Europäischen Weltraumorganisation (ESA). Die Wahl von Sauerstoff und Wasserstoff wird gewählt, da es die effizienteste Treibstoffkombination ist, die bis heute eingesetzt wurde. Ein weiterer Vorteil ist, dass beide Stoffe weder für Mensch noch für die Umwelt giftig sind. Zusätzlich haben Oxidator und Brennstoff relativ geringe Kostenaufwände, da sie aus der Atmosphäre oder Wasser gewonnen werden können. Der größten Nachteile sind die Kosten und Aufwand, die mit der Lagerung von kryogenen Treibstoffen verbunden sind.

Ein Sauerstoff und Wasserstoff Triebwerk funktioniert gleich wie die meisten anderen Zweikomponententreibstoffe. Beide Treibstoffe werden in die Brennkammer eingespritzt. Bei dieser Kombination wird Sauerstoff in den meisten Fällen im flüssigen Zustand eingespritzt, während Wasserstoff flüssig und gasförmig eingesetzt wird. Um einen höheren Schub zu gewährleisten werden möglichst hohe Brennkammerdrücke verwendet. Die Drücke in industriellen Brennkammern sind meist über den kritischen Drücken der

Treibstoffe. Die Treibstoffe werden nach der Einspritzung bei unterkritischen Verhältnissen zerstäubt und bei überkritischen Zuständen direkt vermischt. Die gemischte Treibstoffkombination verbrennt und tritt durch eine konvergierende Düse aus der Brennkammer aus. Die konvergierende Düse geht nach dem Düsenhals in eine divergierende Düse über, in der die Verbrennungsprodukte und unverbrannten Treibstoffe beschleunigt und ausgestoßen werden. Die Verbrennungsprodukte dieser Kombination sind umweltfreundlich, da Wasserdampf das Verbrennungsprodukt von Sauerstoff und Wasserstoff ist. Zusätzlich entstehen noch geringe Mengen an Stickoxiden, während dem Flug in der niedrigen Atmosphäre.



**Abbildung 2:** Vergleich von unterkritischer Zerstäubung und überkritischer Mischung von flüssigem Sauerstoff und gasförmigen Wasserstoff [26].

Die Leistung des Antriebs hängt unter anderem vom Verhältnis des Oxidators zu Brennstoff-Massenflussrate (ROF) ab.

$$ROF = \frac{\dot{m}_{Oxidator}}{\dot{m}_{Brennstoff}}$$

Das stöchiometrische Mischungsverhältnis von Sauerstoff und Wasserstoff würde bei 7,94 liegen, jedoch wird in industriellen Triebwerken ein Oxidator zu Brennstoff-Verhältnis von 5 bis 7 gewählt. Die theoretische Abgasgeschwindigkeit, und somit der theoretische Schub, ist abhängig von der Energie, die bei der Verbrennung freigesetzt wird. Unverbrannte Treibstoffe wären somit eine Senkung der Effizienz. Aufgrund der

geringeren Molekülmasse von brennstoffreichen Abgasen führt ein niedriger ROF jedoch zu einer Steigerung der Effizienz, da die Abgasmischung besser beschleunigt werden kann. Ein zusätzlicher Vorteil eines niedrigeren ROFs ist eine geringere Verbrennungstemperatur, welche die Konstruktion und Kühlung der Brennkammer vereinfacht.

## **2.4. Optische Diagnostik von LOX/H<sub>2</sub>-Verbrennung**

Aufgrund der extremen Bedingungen, die in einer Brennkammer vorkommen, ist die optische Beobachtung und Messung der Flammenstrahlung eine sehr aufwendige aber die einzige Methode, um die Verbrennung in einer Brennkammer, so detailliert, zu untersuchen. Dadurch, dass die Sensorik von der Brennkammer durch Fenster oder Glasfasern isoliert ist, ist es ebenfalls eine nicht intrusive Messmethode.

### **2.4.1. Flammenspektrum**

Eine Möglichkeit der optischen Diagnostik von Vorgängen in Brennkammern ist die Beobachtung des Flammenspektrums in der Brennkammer. Das Flammenspektrum ist die Summe der Absorption und Emission von Strahlung, aufgetragen als Funktion über die Wellenlänge. Wenn Strahlung als Teilchen, einem Photon, anstatt einer Welle interpretiert wird, können die Absorptions- und Emissionsprozesse der Flamme anschaulich erklärt werden. Jedes Photon hat eine spezifische Energie  $E_{ph}$ , wobei  $E_{ph}$  abhängig von der Wellenlänge ist.

$$E_{ph} = \frac{h * c}{\lambda}$$

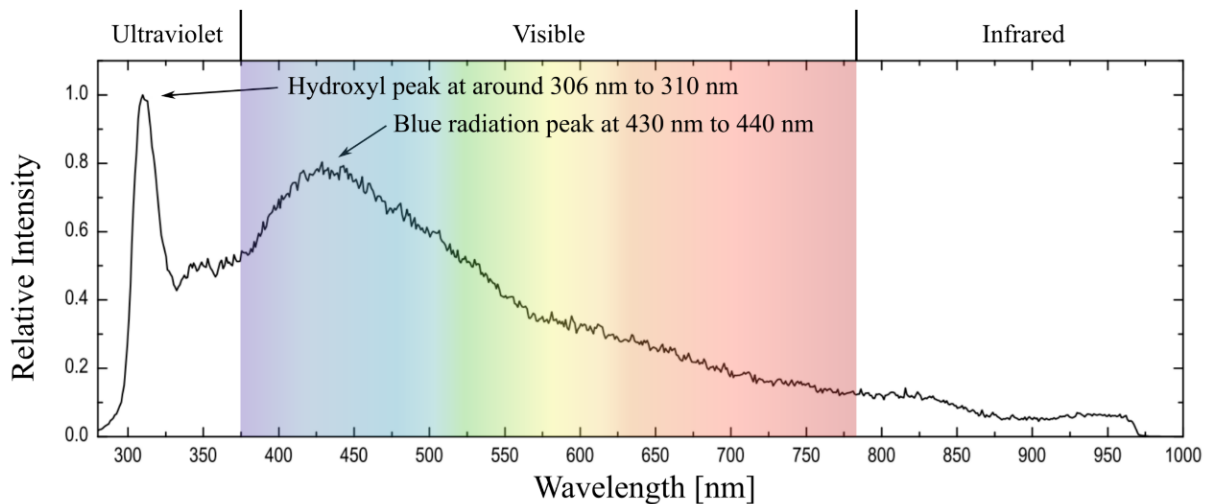
Wenn der Energiezustand eines Moleküls von einem höheren Energiezustand  $E_j$  zu einem Zustand  $E_i$  wechselt, wird ein Photon mit einer spezifischen Energie freigesetzt.

$$E_{ph} = \Delta E_{j-i}$$

Da nur diskrete Energieänderungen möglich sind, ist  $E_{ph}$  und somit die Wellenlänge des Photons direkt auf einen spezifischen Vorgang zurückzuführen. Bei der Absorption eines

Photons ist es das gleiche Verhalten nur, dass ein Molekül um eine spezifische Energie  $E_{ph}$ , welche von der Wellenlänge des Photons abhängt, auf einen höheren Energiezustand angeregt wird. Dadurch ist das Flammenspektrum spezifisch zu Verbrennungserzeugern und Produkten und die Prozesse bei der Verbrennung können somit durch das Spektrum analysiert werden.

Bei der Verbrennung von Sauerstoff und Wasserstoff reicht das Spektrum von Ultraviolett bis Infrarot und ist in zwei Strahlungsbänder unterteilbar. Die Strahlung von Hydroxyl-Radikal-Strahlung, kurz OH\*-Strahlung, zwischen 280 nm bis 350 nm und die kontinuierliche „Blaue Strahlung“. Die Blaue Strahlung interferiert bei 350 nm mit der OH\*-Strahlung und geht bis in den infraroten Bereich, wobei die Strahlung ab 700 nm nur schwer von der Hintergrundstrahlung zu differenzieren ist.

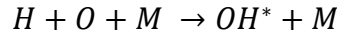


**Abbildung 3:** Flammenspektrum einer LOX/GH<sub>2</sub>-Verbrennung. Hydroxyl-Radikal-Emissions-Maximum und Blaue Strahlung Maxima eingezeichnet nach Hardi [27].

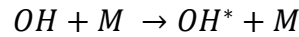
#### 2.4.2. OH\*-Strahlung

Die Strahlung von Hydroxyl-Radikalen ist ein guter Indikator für Flammen, da das Emissionsmaximum zwischen 306 nm und 310 nm scharf vom restlichen Spektrum abgrenzbar ist. Wenn Wasserstoff-Atome ein Teil der Verbrennung ist entsteht zu einer gewissen Anzahl, neben Wasserdampf, als Zwischenprodukt auch Hydroxyl. Diese Hydroxyl-Moleküle können durch Energiezuführung zu Hydroxyl-Radikalen angeregt

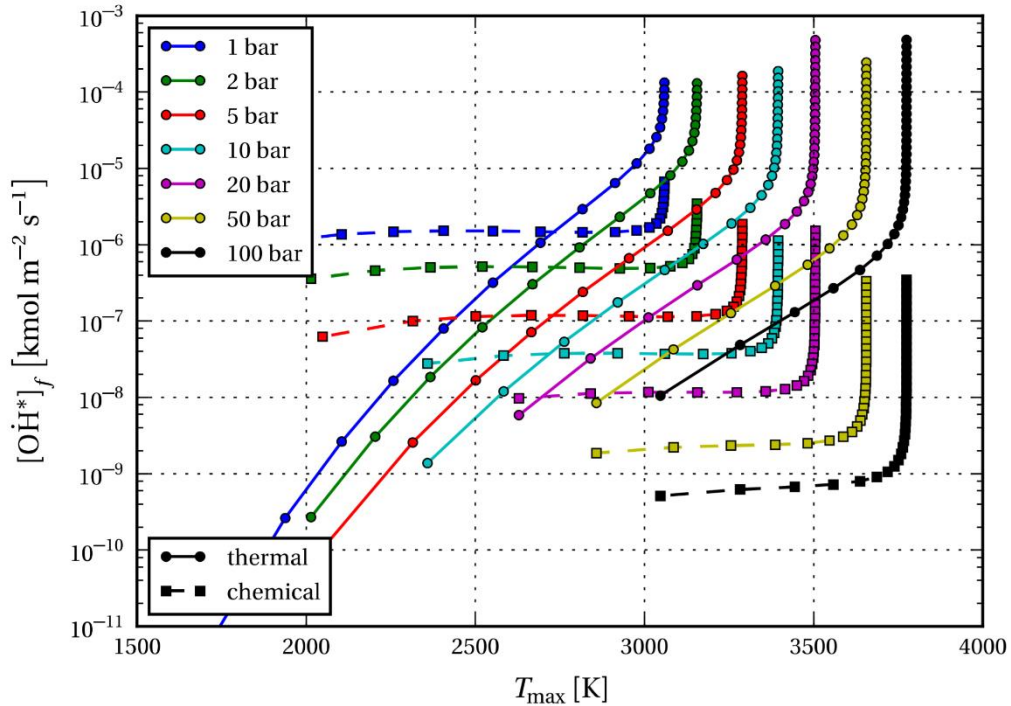
werden, welche wiederum, um zum neutralen Zustand zurückzukommen, Energie in Form eines Photons, der OH\*-Strahlung, abgeben. Für das Entstehen von Hydroxyl-Radikalen wurden zwei Prozesse identifiziert, die Chemilumineszenz und die thermische Anregung. Bei der Chemilumineszenz, welche bei Temperaturen unter 2700 K als Hauptursache für Hydroxyl-Radikale angenommen werden kann, wird durch eine einfache chemische Reaktion direkt das Hydroxyl-Radikal geformt.



Wobei M ein beliebiges Atom oder Molekül sein kann. Die thermische Anregung übersteigt die Chemilumineszenz bei der Formierung von Hydroxyl-Radikalen ab Temperaturen von 2700 K und dominiert ab 3000 K [1]. Bei der thermischen Anregung kollidieren Hydroxyl-Moleküle thermisch mit anderen Molekülen und formen Hydroxyl-Radikale.



Das Formierungsverhältnis von Chemilumineszenz und thermischer Anregung ist unabhängig vom Druck und exponentiell abhängig von der Temperatur.



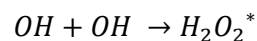
**Abbildung 4:** Vergleich von thermischer und chemischer Anregung von OH\* in einer Sauerstoff-Wasserstoff-Flamme nach Fiala [28].



Da die von Hydroxyl-Radikalen emittierten Photonen von neutralen Hydroxyl-Molekülen absorbiert werden können und die emittierten Photonen die neutralen Moleküle voraussetzen, ist die Selbstabsorptionsrate sehr hoch. Die abgegebene Strahlung ist die Summe von Emission und Absorption und kann nicht einzeln gemessen werden, daher wird die observierbare OH\* Strahlung deutlich verringert. Wie viel von der OH\*-Strahlung absorbiert wird, kann ohne Wissen der genauen Flammgeometrie und Dichte nicht bestimmt werden.

### 2.4.3. Blaue Strahlung

Die kontinuierliche Blaue Strahlung, die bei 350 nm mit der OH\*-Strahlung überlagern, hat ihr Maximum zwischen 430 nm und 440 nm und strahlt bis weit in den infraroten Bereich. Die Entstehung der Blauen Strahlung ist noch nicht bestätigt aber die wahrscheinlichste Theorie besagt, dass angeregtes Wasserstoffperoxid für die Strahlung verantwortlich ist [31].



Aufgrund der hohen kinetischen Energien und einem Überfluss an Hydroxyl-Molekülen ist die Formung von erheblichen Mengen von  $H_2O_2^*$  ermöglicht. Diese Moleküle strahlen während der Relaxation Photonen im sichtbaren Spektrum ab. Die Strahlung kann



**Abbildung 5:** Abgasstrahl eines Vulcain 2 Triebwerks, zwischen den zwei Abgasstrahlen der Feststofftriebwerke, während dem Flug einer Ariane 5 [29].

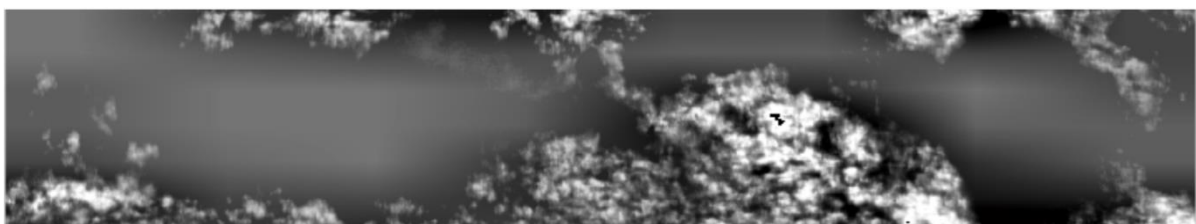
aufgrund ihres breiten Spektrums im sichtbaren Bereich auch im Abgasstrahl von Raketen wahrgenommen werden.

Die Intensität der Blauen Strahlung nimmt mit steigendem Druck zu und übertrifft die OH\*-Strahlung bei einem Druck zwischen 50 bar und 60 bar. Im Gegensatz zur OH\*-Strahlung, weist die Blaue Strahlung keine Selbstabsorption auf und eignet sich deshalb sehr gut für dreidimensionale Flammenstudien.

#### 2.4.4. Beobachtungsmethoden

Für die Beobachtung der Verbrennung in Brennkammern können verschiedene Methoden verwendet werden. Es besteht auch die Möglichkeit mehrere Methoden simultan, durch teildurchlässige Spiegel oder mehrere Fenster, zu verwenden. Unabhängig von der Beobachtungsmethode sollten die optischen Aufbauten vor der Hitzestrahlung, den Vibrationen und akustischen Belastungen, die in der Nähe von Brennkammer-Tests auftreten, geschützt werden. Mögliche Methoden umfassen: Schattengraphie, OH\*-Aufnahmen, Spektroskopie, Schlieren-Photographie, Interferometrie und UV- oder Laser-induzierte Floreszenz.

##### 2.4.4.1. Schattengraphie



**Abbildung 6:** Hochgeschwindigkeits-Schattengraphie-Aufnahme aus der DLR Brennkammer C [8].

In der Schattengraphie werden lokale Unterschiede in der Dichte von Gasen oder Flüssigkeiten visualisiert. Für den Aufbau wird die Brennkammer von einer orthogonalen Lichtquelle, mit einem schmalen Spektrum, welches sich möglichst nicht mit dem Spektrum der Flamme überschneidet, durchstrahlt. Das Licht wird beim Durchdringen der Brennkammer von den lokalen Brechungsindexen des Mediums gebrochen. Vor der Kamera ist ein Filter angebracht, welcher für das Spektrum der Lichtquelle durchlässig

ist, damit nur das schattenbildende Licht und nicht die Strahlung der Verbrennung, aufgenommen wird.

Für die Aufnahme von Schattengraphie-Bildern kann eine beliebige Kamera genommen werden, welche das Spektrum der Lichtquelle erfassen kann. Die Aufnahmen selbst werden meistens in Graustufen aufgenommen, da die Farbe nichts über die Verbrennung oder das Medium aussagt, sondern nur von der Lichtquelle abhängig ist.

#### **2.4.4.2. OH\*-Aufnahmen**

Bei OH\*-Aufnahmen wird die Strahlung aufgenommen, welche bei der Relaxation von angeregten Hydroxyl-Molekülen abgegeben wird. Diese Beobachtungsmethode benötigt keine zusätzliche Beleuchtung, da nur die Strahlung aufgenommen wird, die bei der Verbrennung entsteht. Damit möglichst nur die Strahlung der Hydroxyl-Radikale erfasst wird, wird ein Bandpass-Filter für das Spektrum-Maxima der OH\*-Strahlung, bei 310 nm, vor der Kamera angebracht. Die verwendete Kamera muss empfindlich für den Wellenlängen-Bereich der ultravioletten 310 nm sein, deshalb wird ein Bildverstärker verwendet. OH\*-Bilder werden in Graustufen aufgenommen. Im Gegensatz zur Schattengraphie kann die OH\*-Strahlung nicht direkt einer physikalischen Größe, wie der Dichte, zugeordnet werden, was die Interpretation der Daten komplizierter macht. Zusätzlich kann aufgrund der hohen Selbstabsorption nur sehr schlecht eine Interpretation über den dreidimensionalen Aufbau der Flamme getroffen werden, da die Photonen näher zum Fenster die erzeugten Bilder dominieren.



**Abbildung 7:** Hochgeschwindigkeits-OH\*-Einzelaufnahme aus der DLR Brennkammer BKC.

## **2.5. Aktueller Forschungsstand der optischen Diagnostik von Verbrennung in Brennkammern**

Die ersten modernen Umsetzungen der optischen Diagnostik von Verbrennung in Brennkammern wurden in den Jahren nach dem zweiten Weltkrieg vom Militär der Vereinigten Staaten von Amerika an Aggregat 4 Raketen durchgeführt. Dabei wurden die Abgase der V2-Raketen während dem Flug mit Teleskopen beobachtet [2]. Eine weitere Forschung untersuchte die Temperatur der Verbrennung anhand von optischen Messungen von Flammen und Abgasen [3] und es wurden bereits früh Sammelwerke erstellt, die Methoden wie Schattengraphie, Schlieren-Photographie, Interferometrie und Infrarot-Aufnahmen vorstellen und bewerten, um die Forschung für die Luft- und Raumfahrt voranzubringen [4]. Aufgrund von zunehmendem Interesse an Trägerraketen schritt die Forschung in einem kontinuierlich ansteigenden Tempo voran. Seit Anfang 1990 ist eine steigende Nachfrage an Nutzlasttraketen dafür verantwortlich, dass es zunehmend Forschung zur optischen Diagnostik von Sauerstoff/Wasserstoff-Triebwerken gibt.

Aktuelle Forschungsprojekte untersuchten eine Vielzahl an verschiedenen Aspekten der Entwicklung von Brennkammern. Aufgrund der Herausforderungen, die die Umsetzung von Tests mit realen Bedingungen, wie sie in industriellen Brennkammern vorkommen, mit sich bringen, wurden die meisten Studien mit deutlich niedrigeren Brennkammerdrücken oder mit inertem Kaltgas durchgeführt. Dabei wurden Studien für Einspritzbedingungen unternommen, wie die Charakterisierung der Injektor-nahen Region abhängig von Brennkammerdruck und ROF [5] oder Beschreibung des Mischungs- und Einspritzprozesses abhängig vom Brennkammerdruck [6].

Der Einfluss der Einspritzelementgeometrie wurde ebenfalls ausführlich mit optischer Diagnostik erforscht. Die verschiedenen Studien untersuchten dabei den Einfluss der Geometrie auf den Verbrennungsprozess [7],[8], die Mischung der Treibstoffe [9],[6], unter

anderem den genauen Zerstäubung, das Verbrennungsverhalten nahe der Einspritzdüse [5] und die Flammenstruktur und das Verhalten des Flüssigsauerstoff-Kerns [10], [11], [12].

In den letzten Jahren wurden aber auch zunehmend Studien durchgeführt, die den realen Bedingungen nahekommen, insbesondere um numerische Modelle der Prozesse in Brennkammern weiter zu entwickeln und zu evaluieren [9,] [6], [8], [12], [13-16].

In den meisten Studien, welche optische Diagnostik verwenden, werden OH\*-Aufnahmen zur Beobachtung des Brennkammerinneren eingesetzt, wobei die OH\*-Strahlung generell als Markierung für Verbrennung verwendet wird [17-21] [6] [8]. Die Untersuchung, wie die unterschiedliche Strahlung ausgehend von Sauerstoff/Wasserstoff-Verbrennung interpretiert werden kann, wurde ebenfalls ausführlich von Fiala [13] untersucht. In der gesamten gefundenen Forschung gibt es jedoch keine Analyse von OH\*-Aufnahmen, die die gesamte Länge der Brennkammer abbilden. Die folgende Arbeit beschäftigt sich mit diesem Thema und analysiert die Hochgeschwindigkeits-OH\*-Aufnahmen, welche in der experimentellen Studie von Suslov [8] erzeugt wurden.

## 3. Methodik

Dieser Abschnitt der Arbeit beschäftigt sich mit den verwendeten Methoden der Datenerfassung und Auswertung. Dabei wird auf die verwendete Hardware und die Auswertungsverfahren eingegangen.

### 3.1. Testaufbau

#### 3.1.1. Teststand P8

Die ausgewerteten Aufnahmen wurden am europäischen Teststand P8 erfasst. Der Teststand P8 ist beim Institut für Raketenantriebe des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Lampoldshausen lokalisiert. Der Teststand ermöglicht die optische Diagnostik von Modell-Brennkammer-Tests unter Hochdruckbedingungen.



**Abbildung 8:** Teststand P8 des DLR in Lampoldshausen, während dem Betrieb [8].

Die Infrastruktur am Teststand umfasst die Treibstoffzufuhr von gasförmigem und flüssigem Wasserstoff, Sauerstoff und Methan. Die präzise und schnelle Massenstromregelung, welche die Brennkammer bis maximal 360 bar versorgen kann, macht diesen Teststand in Europa einzigartig. Die Anlage wurde speziell für den diagnostischen Zugang und die Unterbringung von Messtechnik ausgelegt, was dazu führt, dass es weltweit nur wenige gleichwertige Anlagen gibt.

### 3.1.2. Brennkammer C

Die Brennkammer, die für die Testkampagne benutzt wurde, trägt den Namen Brennkammer C (BKC). Diese Brennkammer des DLR ist eine befensterte Modell-Brennkammer, die speziell für den optischen Zugang in das Innere der Brennkammer entwickelt und gebaut wurde. Die Brennkammer kann mit Drücken bis zu 70 bar betrieben werden. Um den optischen Zugang zu gewährleisten, besitzt BKC zwei gegenüberliegende Fenster, welche die Belichtung und die Aufnahme vom Inneren der Brennkammer ermöglichen. Um die Einsetzbarkeit der Brennkammer zu maximieren wurde sie modular aufgebaut. Dieser modulare Aufbau ermöglicht es das Quarzglas-Fenster in vier verschiedenen Positionen einzubauen, um einen optischen Zugang von 0 - 370 mm zu ermöglichen. Das Fenster selbst ist 100 mm lang und 25 mm hoch. Die erfassbare Länge von 370 mm beträgt fast die gesamte Länge der Brennkammer von 385 mm, was industriellen Brennkammern sehr nahekommt. Das Quarzglas wird, zum Schutz vor thermischer Belastung, mit einem Wasserstofffilm geschützt, da die

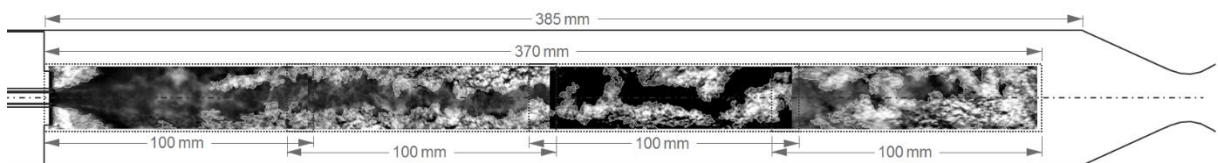


Abbildung 9: Schematische Darstellung der vier Fensterkonfigurationen des optischen Zugangs [12].

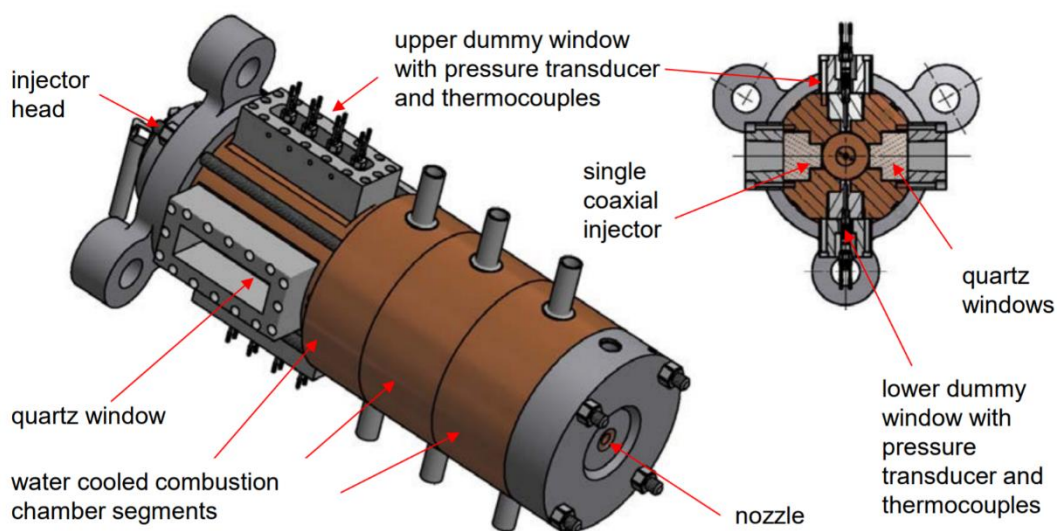
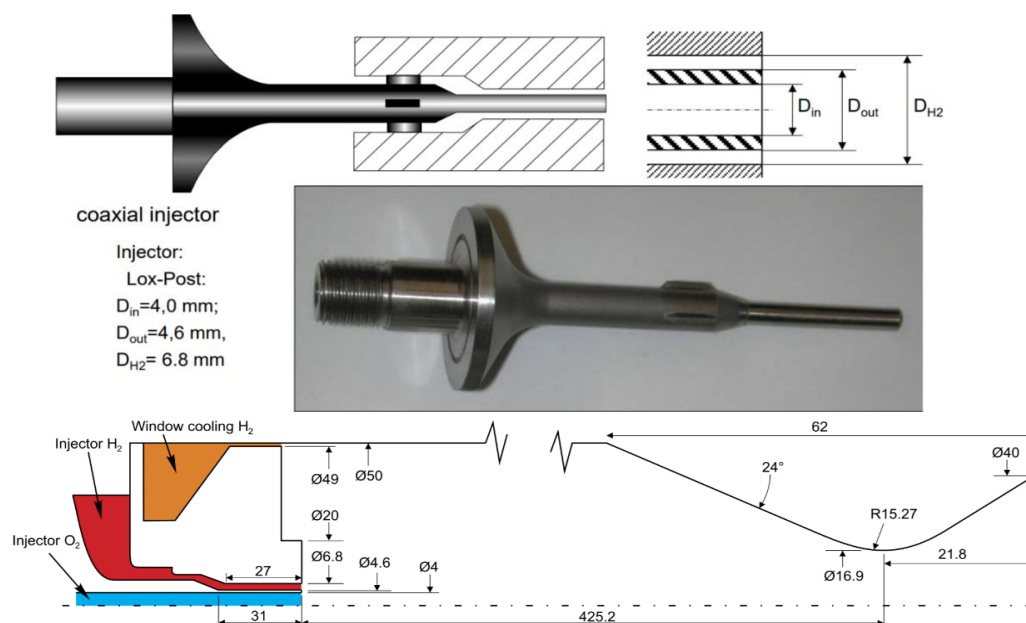


Abbildung 10: DLR Modellbrennkammer BKC mit optischem Zugang [8].



Temperaturen in der Brennkammer mit über 3000° K die Schmelztemperatur von Glas weit übersteigen. Der Wasserstofffilm hält die Temperaturen an den Brennkammerwänden und dem Fenster bei unter 800 K. Der Kühlfilm schützt zusätzlich vor Kontakt mit Verbrennungsprodukten und Ansammlung von Kondensationswasser, um einen klaren optischen Zugang zu ermöglichen. Es ist jedoch zu beachten, dass der Kühlfilm optische Aufnahmen beeinflussen kann. Durch das Einspritzen des Kühlfilms, mit ungefähr gleicher Geschwindigkeit wie die Treibstoffe, können die Ströme von umliegenden Einspritzelementen simuliert werden und somit das Verhalten der Brennkammer näher an das einer industriellen Brennkammer heranbringen.

Die Fensterattrappen, die in Abbildung 10 an der Ober- und Unterseite der Brennkammer zu sehen sind, bestehen aus einer Nickellegierung mit integrierten Druck- und Temperatursensoren. Eine weitere Funktion der Brennkammer ist die Möglichkeit die Einspritzelement und Abgasdüse zu wechseln. Das Injektorelement ist zentral positioniert und für diese Testkampagne wurde ein coaxialer Scherinjektor verwendet. Im Treibstoffzuführsystem sind Sensoren verbaut, um die Einspritzbedingungen zu erfassen.



**Abbildung 11:** a: Scherinjektor mit Konstruktionsmaßen, b: Schematische Darstellung von BKC zur Visualisierung der Konstruktionsmaße [8, 12].



### 3.1.3. Testbedingungen

Für die Testkampagne wurden Testparameter gewählt, die bekannt sind stabile, stationäre Bedingungen für drei gewünschte Druckstufen zu gewährleisten. Die Drücke bei 40 bar, 50 bar und 60 bar decken unter-, nah- und überkritische Bedingungen für Sauerstoff ab. Für jede Druckstufe werden drei Mischungsverhältnisse von 6, 5 und 4 benutzt. Jeder der insgesamt neun Betriebspunkte wird acht Sekunden lang gehalten, um stationäres Verhalten der Verbrennung für die optischen Aufnahmen in der Brennkammer zu schaffen. Die Aufnahmen werden dabei in der letzten halben Sekunde eines Betriebspunktes durchgeführt.

Der Ablauf des Tests mit den verschiedenen Betriebspunkten ist in Figure 12 gezeigt. Die Kameraaufnahmen sind in Figur 12 dabei mit den grauen Linien illustriert. Nach der Durchführung eines Testlaufs, wird das Fenster in einer neuen Position verbaut und ein neuer Testlauf gestartet. Ein geringer Reproduktionsfehler ermöglicht es Aufnahmen und Messungen von verschiedenen Testdurchläufen zu vergleichen.

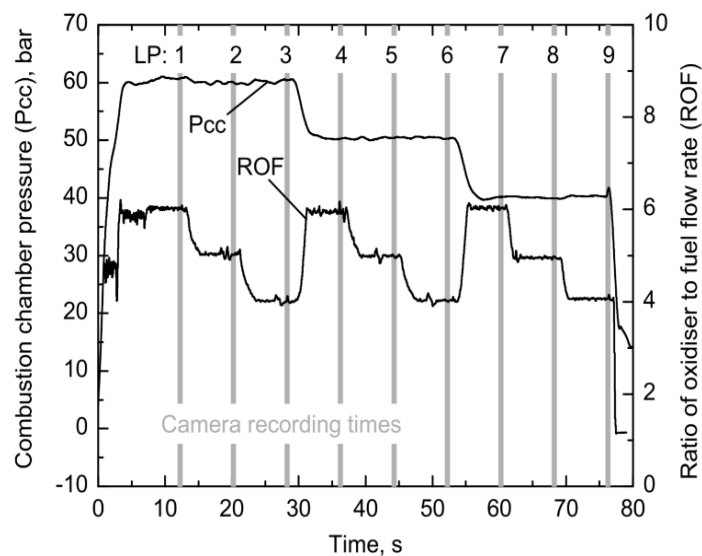


Abbildung 12: Testablauf [12].

Der Sauerstoff wird bei einer Temperatur von 120 K flüssig und der Wasserstoff gasförmig bei 160 K eingespritzt. Beide Temperaturen können für die gesamte Testdauer konstant gehalten werden.

Die Einspritzgeschwindigkeiten sind für Sauerstoff  $15\text{-}30 \frac{m}{s}$  und für Wasserstoff  $350\text{-}440 \frac{m}{s}$ . Die größere Differenz bei Wasserstoff liegt daran, dass das Mischungsverhältnis über den Massenstrom von Wasserstoff gesteuert wird.

### 3.1.4. Optischer Aufbau

Der gesamte optische Aufbau, der während der Testkampagne eingesetzt wurde, ist in Abbildung 13 zu sehen. Es wurde ein Aufbau gewählt der simultan Schattengraphie und OH\*-Strahlung aufnehmen kann. Damit beide Kameras für die verschiedenen Aufnahmearten einen identischen Bildausschnitt aufnehmen, wurde ein Strahlteiler verbaut. Der dichroitische Spiegel, der als Strahlteiler benutzt wird, ist in einem  $45^\circ$ -Winkel zum Fenster, zwischen Fenster und Schattengraphie-Kamera angebracht. Der eingesetzte dichroitische Spiegel reflektiert 99 % der Strahlung zwischen 290 nm und 320 nm, die Strahlung, die außerhalb dieses Bandes liegt, wird zu 99 % transferiert. Im Folgenden wird jedoch nur auf das Aufnahmesystem für die OH\*-Strahlung eingegangen, da im Rahmen dieser Arbeit nur diese Aufnahmen ausgewertet werden.

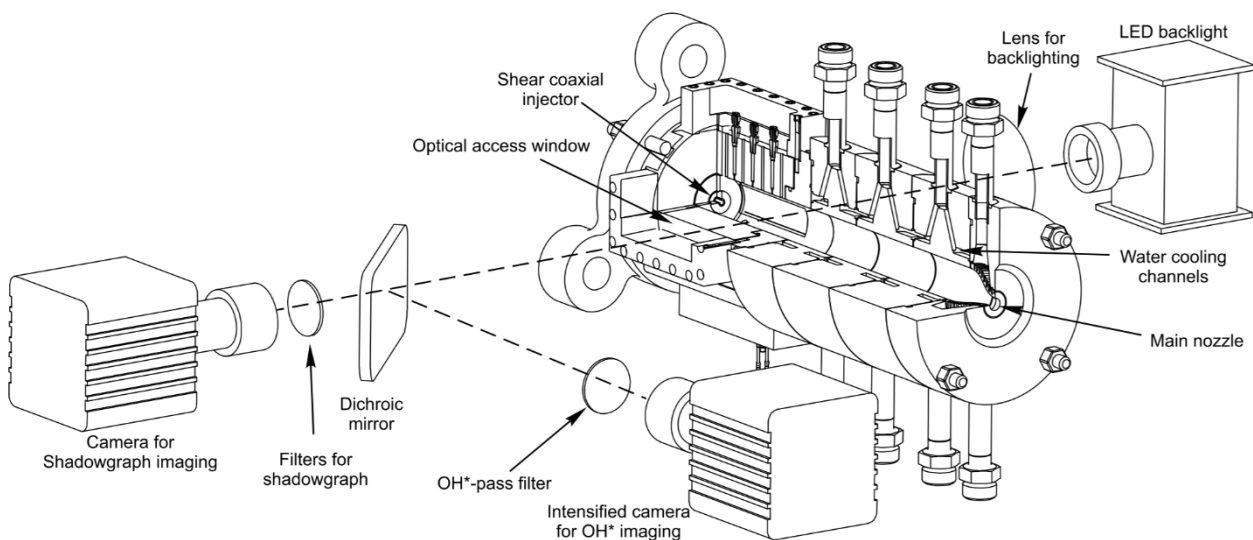
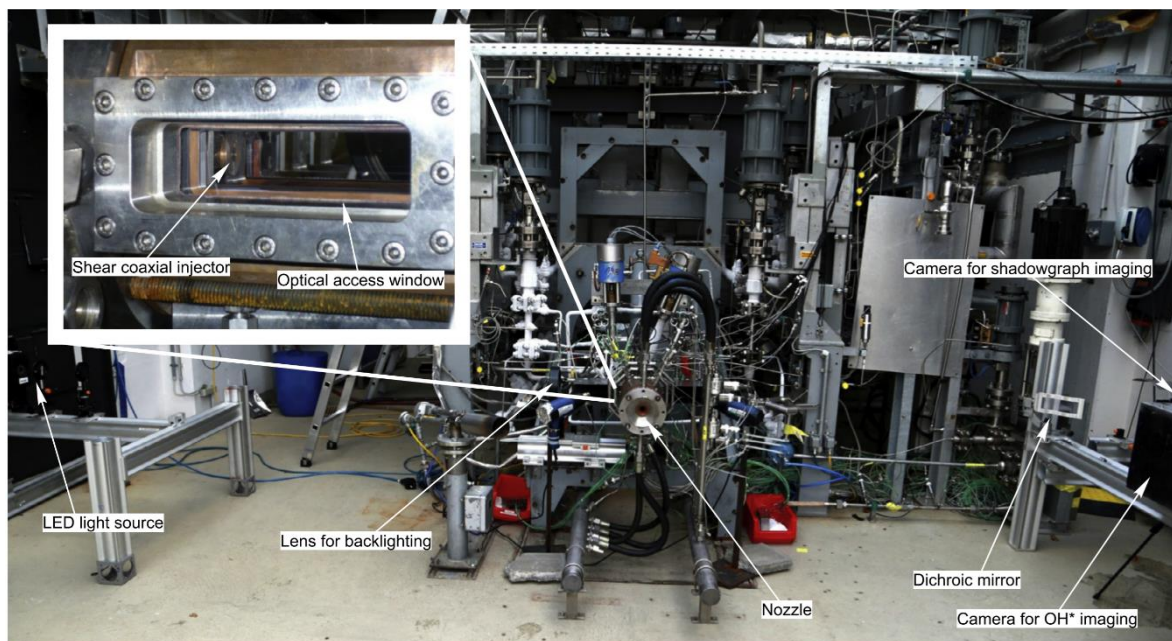


Fig. 1. Sketch of combustor model 'C' (BKC) including the optical setup.

Abbildung 13: Skizze des optischen Aufbaus [12].

#### 3.1.4.1. OH\*-Aufnahme

Das Aufnahmesystem für die OH\*-Strahlung ist in einem 90°-Winkel zum Strahlengang des Brennkammerfensters montiert, um im Strahlengang, der vom Spiegel reflektierten ultravioletten Strahlung, positioniert zu sein. Zwischen dem Strahlteiler und der Kamera wurde zusätzlich ein Bandpass-Filter mit einer zentralen Wellenlänge von 310 nm benutzt, um ausschließlich die OH\*-Strahlung aufzunehmen. Die OH\*-Aufnahmen wurde mit einer Photron ultima Fastcam APX-i2 aufgezeichnet. Der 10 bit CMOS Sensor der Kamera ist für Strahlung im Ultravioletten sensibel und kann somit die Strahlung der Hydroxyl-Radikale erfassen. Die Kamera hat einen 25mm-Mikrokanalplatte-Bildverstärker, der einen Lumineszenzgewinn vom Faktor 1.000 erzielen kann. Die Auflösung des Sensors beträgt 1024 x 1024 Pixel mit einer Pixelgröße von 17  $\mu\text{m}$ . Die Kamera kann Aufnahmen, abhängig von der gewünschten Auflösung, zwischen 2.000 und 250.000 Bilder pro Sekunde (FPS) machen. Für die OH\*-Aufnahmen wurden 4.000 – 10.000 FPS gewählt. Die Blende wurde dabei an die Bildaufnahmerate, als direkter Kehrwert der Bildaufnahmerate, angepasst. Als Objektiv wurde ein ultraviolettes sensitives Objektiv verwendet.



**Abbildung 14:** Foto des Testaufbaus im Teststand P8 [12].

Aufgrund der Umweltbedingungen, die eine Brennkammer umgeben, wurde der gesamte optische Aufbau von diesen Umwelteinflüssen geschützt. Um hochwertige Aufnahmen zu ermöglichen wurden die Kameras vor Vibrationen, Strahlungshitze und akustischen Belastungen isoliert.

### 3.2. Erzeugte Bilder

Die vom Kamerasystem erfassten Bilder, die im vorigen Kapitel beschrieben wurden, umfassen insgesamt 19 Testdurchläufe, wovon zwölf zur weiteren Auswertung ausgesucht wurden. Diese umfassen vier in der ersten Fensterkonfiguration, drei Durchläufe in der zweiten Konfiguration, zwei in der Dritten und drei in der letzten Konfiguration.

Die Auflösung der Aufnahmen variiert da im Verlauf der Testkampagne die Kameraeinstellungen optimiert wurden. Die Auflösungen sind  $512 \times 128$ ,  $512 \times 256$  und  $1024 \times 256$  Pixel. Die Bildraten der Aufnahmen sind 4.000, 8.000 und 10.000 Bilder pro Sekunde. Die Einzelbilder werden im RAW-Dateiformat gespeichert und haben einen Bit-Tiefe von 8 Bit.



**Abbildung 15:** Unbearbeitete OH\*-Aufnahme aus BKC.

Es ist deutlich, dass ein starkes Rauschen die Bilder prägt, dabei kann das Rauschen als Gauß'sches Rauschen angenommen werden. Der Ursprung des Rauschens ist der Bildverstärker, aufgrund zusätzlichem Quantenrauschen der Photokathode. Trotz Rauschen und teilweise geringer Helligkeit der Bilder können charakteristische Merkmale auf den Bildern erkannt werden. Die Kontur der Flamme ist durch die Bereiche mit der höchsten Intensität deutlich erkennbar. Die Abgrenzungen des Fensters sind durch einen abrupten Gradienten identifizierbar, wobei die hellen Linien um das Fenster Reflexionen

sind. Diese Reflexionen entstehen durch das Anstrahlen der metallenen Fassung des Quarzfensters. Die beschriebenen Merkmale der Bilder sollen mit der selbstentwickelten Bildbearbeitung automatisch erkannt werden

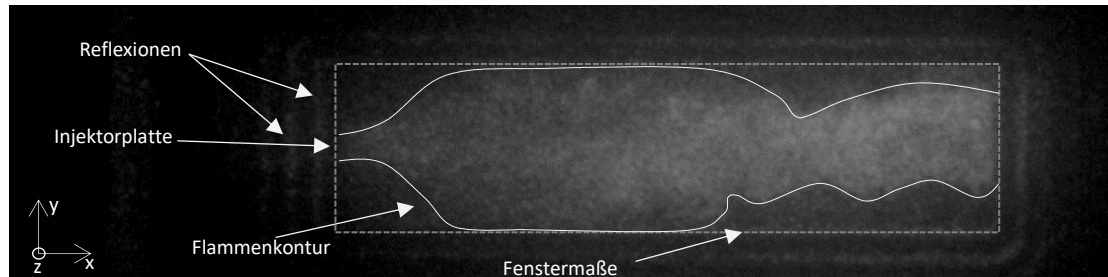


Abbildung 16: Charakteristiken einer OH\*-Aufnahme aus BKC.

### 3.3. Datenauswertung

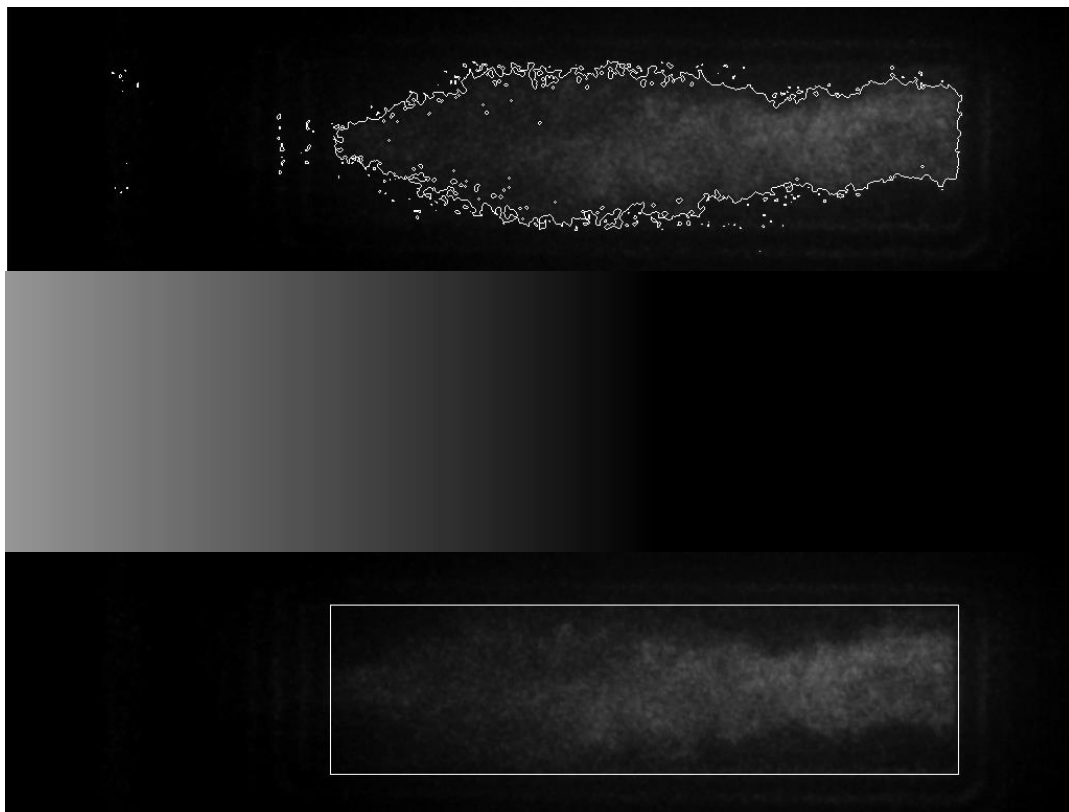
Im folgenden Kapitel wird beschrieben wie die Hochgeschwindigkeitsaufnahmen bearbeitet und ausgewertet wurden. Das Ziel der Datenauswertungen ist im ersten Schritt das Zuschneiden der Aufnahmen auf das Brennkammer-Fenster, die Mittelungen der Bilder und Erstellung von Kompositbildern. Im zweiten Schritt werden Intensitätsprofile aus den Kompositbildern generiert und für die weitere Analyse aufbereitet.

#### 3.3.1. Bildbearbeitung

Für die Auswertung der Daten ist nur die Flamme von Interesse. Die unbearbeiteten Bilder weisen jedoch noch andere Merkmale, wie Reflexionen und unbelichtete Gebiete, auf. Zur Behebung dieser Imperfektion der Bilder werden sie vor der weiteren Auswertung bearbeitet. Zur Bildbearbeitung wurde Python und Open Source Computer Vision Library (OpenCV) eingesetzt.

Zum Erfassen des Fensterausschnitts wird ein Binarisierungsgrenzwert benutzt der die Flamme umfasst. Dieser Grenzwert wird manuell, anhand von einem Bild, für jeden Testdurchlauf festgelegt, um die besten Ergebnisse zu erzielen. Eine Visualisierung des Binarisierungsgrenzwertes ist in Abbildung 17 (oben), durch die weiße Kontur dargestellt. Da die rechte Seite der Bilder bei der ersten Fensterkonfiguration durchschnittlich dunkler ist und die intensivere Verbrennung weiter in der Brennkammer (nach links) die

Strahlung dominiert, wird die Flamme nicht zuverlässig erkannt. Um diesen Intensitätsgradient der Flamme für den Binarisierungsgrenzwert auszugleichen, kann ein axial verlaufender Gradient dem ursprünglichen Bild, während dem Erfassen der Flamme, addiert werden. Durch die Verwendung dieses Gradienten, beispielhaft in Abbildung 17 (Mitte) dargestellt, kann die Flamme genauer erfasst werden. Dieser Gradient wird nur für die zuverlässige Erfassung der Flamme verwendet und beeinflusst nicht die zugeschnittenen Bilder.



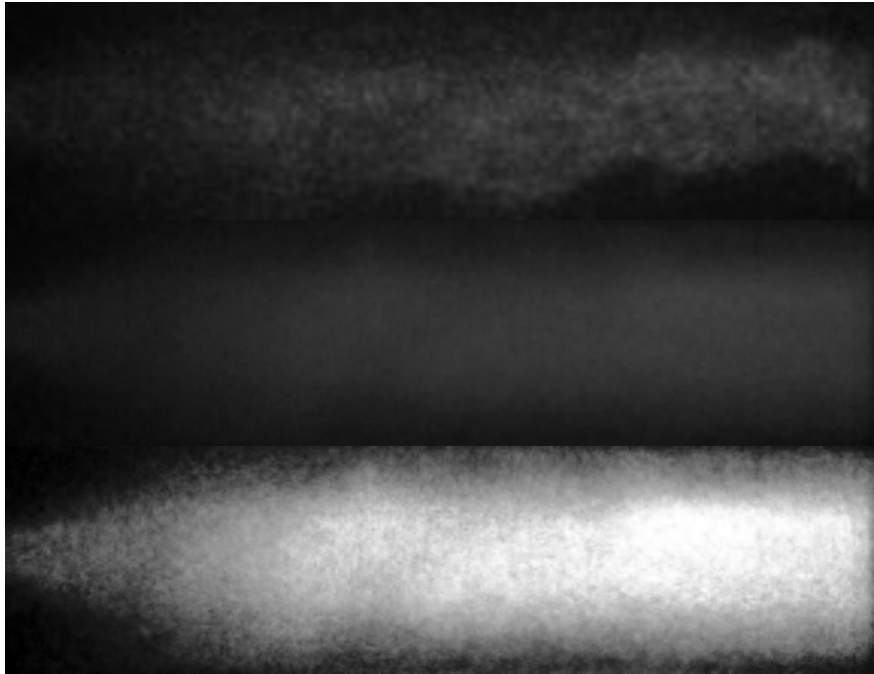
**Abbildung 17:** Visualisierung des Binarisierungsgrenzwertes (oben), Gradienten (Mitte), Interessengebietes (unten).

Für das Zuschneiden der Bilder wird anschließend die größte, ununterbrochene Kontur nach der Binarisierung im Bild erkannt. Diese Kontur, die der Flamme entspricht, wird als Interessengebiet (ROI) definiert und die Eckkoordinaten des umschließenden Rechtecks werden erfasst. Das resultierende Rechteck der Kontur ist in Abbildung 17 (unten) dargestellt. Diese Koordinaten werden anschließend für alle Bilder aus dem Testdurchlauf übernommen. Da der optische Aufbau ausreichend vor Vibrationen entkoppelt ist, ist kein individuelles oder adaptives Zuschneiden der Bilder nötig. Trotz

Ausschneiden der Flamme sind die einzelnen Bilder nur schwer auszuwerten. Dies liegt an dem starken Rauschen und der hohen Anzahl der Bilder. Die hohe Anzahl der Bilder kann durch ein algorithmisches Verfahren gelöst werden, jedoch ist dieser Ansatz durch das Rauschen nur schwer umsetzbar. Für ein automatisiertes Verfahren sollten die Bilder weiter aufbereitet werden, um das Rauschen zu verringern.

Konventionelle Filter oder Verfahren zur Verringerung von Rauschen oder ähnlichen Bildartefakten entfernen aber auch gewünschte Informationen des Bildes. Dies, in Verbindung mit der geringen Auflösung der Bilder, führt dazu, dass solch ein Ansatz zu viel Information entfernen würde und eine quantitative Aussage nur mit großem Fehler möglich wäre. Aufgrund dessen wurden für die weitere Auswertung der Bilder eine Mittelung der Bilder durchgeführt. Das Erstellen von jeweils einem „Durchschnittsbild“ für jeden Betriebspunkt ermöglicht eine unkompliziertere Auswertung, da durch die Mittelung der Bilder das Rauschen ausgeglichen wird. Für die Mittelung der Bilder werden alle Aufnahmen von dem entsprechenden Betriebspunkt verwendet. Dies entspricht, je nach Testdurchlauf, zwischen 7000 und 10000 Bildern. Bei der Mittelung sind ab ca. 500 Bildern keine großen Änderungen mehr sichtbar, aber da die Rechenzeit für die Anfertigung der Bilder nicht wichtig war, wurden alle Bilder verwendet. Die Bilder wurden gemittelt in dem der Intensitätswert jedes einzelnen Pixels für alle Bilder addiert wurde und abschließend durch die Anzahl der Bilder geteilt wurde. Ein Durchschnittsbild ist in Abbildung 18 (Mitte) gezeigt. Diese Anfertigung von Bildern ist in einer Form, dass sie gut für die Auswertung verwendet werden kann. Für eine qualitative Auswertung der Bilder wurden zusätzlich die gemittelten Bilder mit normalisiertem Histogramm erstellt. Bei solch einer Histogrammäqualisation wird aus dem Histogramm eine Gleichverteilung berechnet damit die Intensitätswerte den verfügbaren Wertebereich optimal ausnutzen. Durch diese Operation können Merkmale auf den Bildern deutlicher identifiziert werden. Abbildung 18 (Mitte) zeigt die vorherige Abbildung 18 (unten) mit einem normalisierten Histogramm. Bei dieser Abbildung ist

die Form der Flamme deutlich zu erkennen, wobei vor allem der Injektor-nahe Bereich hervorgehoben wird. Es ist jedoch zu beachten, dass die Normalisierung der Intensitätswerte die quantitative Aussagekraft der Aufnahmen stark einschränkt.



**Abbildung 18:** Zugeschnittene Aufnahme (oben), gemittelte Aufnahme (Mitte), normalisierte Aufnahme (unten).

Für eine Alternative zur Histogramm-Normalisierung wurde die manuelle Anpassung des Kontrasts mit der „Contrast Limited Adaptive Histogram Equalization“-Methode (CLAHE) über den LAB-Farbraum in Betracht gezogen, aber diese Methode hat, im Vergleich zur Standard-Normalisierung keine besseren Ergebnisse erzielt.

Zur Bearbeitung der Bilder wurde zusätzlich ein Gaußscher Schärfungsfilter ausprobiert, um für die geringe Auflösung zu kompensieren. Ein Gaußscher- und ein Median-Glättungsfilter mit einem  $5 \times 5$ -Kernel wurden ausprobiert, um das Rauschen zu verringern. Es wurde aber beschlossen, dass Schärfe und Glättungsfilter zu einem zu großen Informationsverlust für die quantitative Auswertung führen und die empfundene Qualität der Bilder für die qualitative Auswertung nicht objektiv verbessern.



Um die Möglichkeit zu haben, die gesamte Länge des möglichen optischen Zugangs durch die vier Fensterkonfigurationen, in einem Bild darzustellen, wurden Kompositbilder erstellt. Hierfür wurden Durchschnittsaufnahmen von jeweils jeder Fensterkonfiguration zusammengeschnitten. Damit die Länge des Kompositbildes der Länge des optischen Zugangs entspricht müssen die Einzelbilder zugeschnitten werden. Dafür werden bei Aufnahmen der zweiten, dritten und vierten Fensterkonfiguration die ersten 10 mm des Bildes abgeschnitten. Dieser Abschnitt wird gewählt da die linke Seite des Fensters mehr Artefakte aufweist. Durch diese Wahl werden Bildartefakte und überschneidende Fensterausschnitte behoben. Aufgrund der unterschiedlichen, verwendeten Auflösungen müssen die Bilder skaliert werden. Dafür werden alle Bilder an die kleinste auftretende Auflösung linear skaliert, um Extrapolationsfehler beim Hochskalieren zu verhindern.

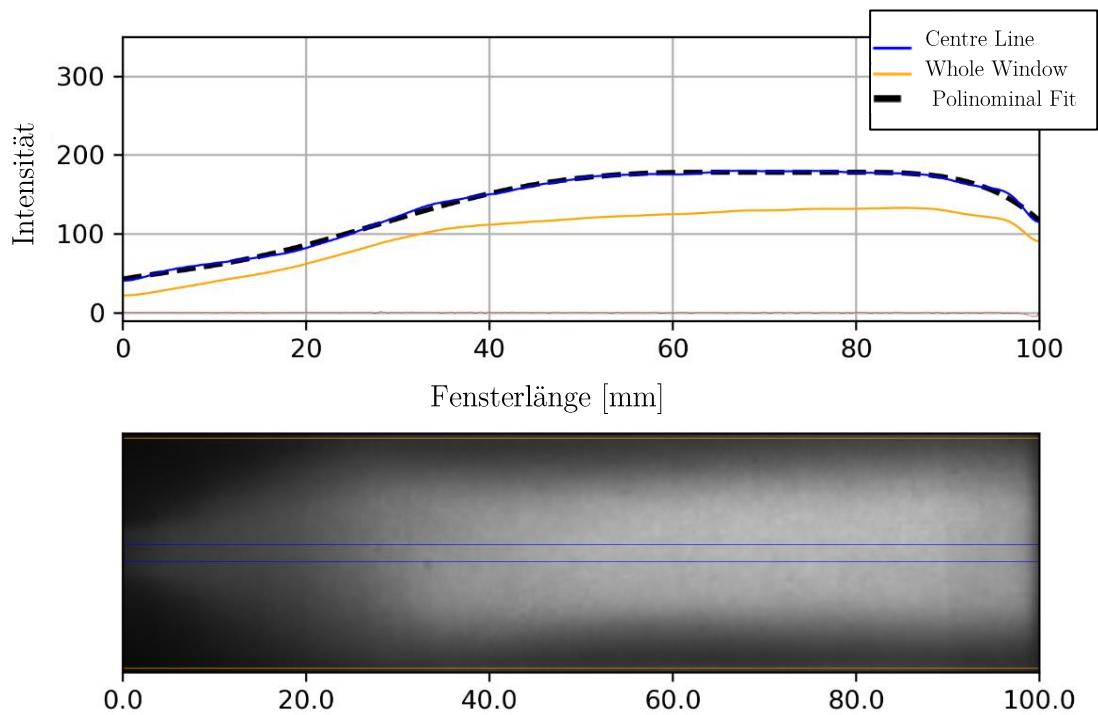


**Abbildung 19:** Kompositbild.

### **3.3.2. Intensitätsprofile**

Für die Auswertung der gemittelten OH\*-Aufnahmen werden Intensitätsprofile verwendet. Die Intensitätsprofile zeigen die durchschnittliche Intensität in einem vordefinierten Interessengebiet, aufgetragen über die Anzahl der Pixel einer Bildachse. Für die Auswertung wurden für jede Bildachse Intensitätsprofile angefertigt, in Form von axialen Profilen entlang der Brennkammerlänge und radiale Profile entlang der Höhe der Brennkammer.

### 3.3.2.1. Axialprofil

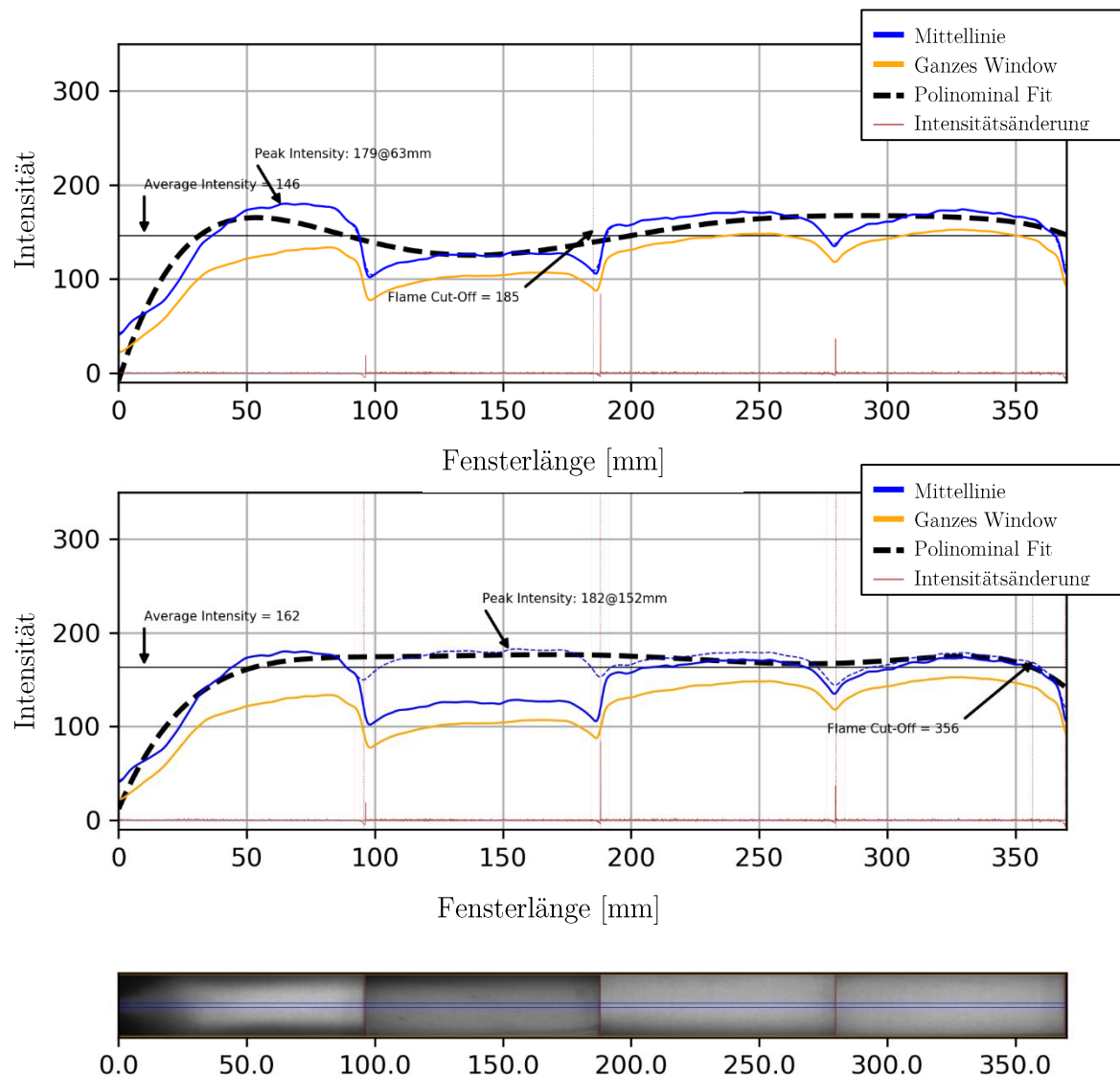


**Abbildung 20:** Axialprofil.

Die Axialprofile beinhalten zwei Interessengebiete (ROI), hierbei wurde die mittlere Linie entlang des Bildes, mit einem  $\pm 10$  Pixel-Abstand, als primäres ROI gewählt. Als sekundäres Gebiet wurde das gesamte Fenster gewählt. Beide ROIs sind in Abbildung 20 im unteren Bild sichtbar, die blauen Linien grenzen das Mittellinien-ROI ab und die orangenen Linien das gesamte Fenster. Die einzelnen Profile werden erstellt, indem für jedes Pixel entlang der horizontalen Achse die Durchschnittsintensität innerhalb des ROIs, berechnet und gespeichert wird. Die Liste an Intensitätswerten kann dann als Kurve über den horizontalen Pixeln, oder umgerechnet auf die Fensterlänge, aufgetragen werden.

Für das Glätten von kleinen Intensitätsvariationen wird ein eindimensionaler Gaußfilter angewendet. Zu den weiteren Auswertungen werden aus den geglätteten Intensitätsprofilen angepasste Polynome sechster Ordnung erstellt. Bei der Anwendung des Polynoms werden die ersten 75 mm des Profils jedoch ausgespart, da durch den polynominalen Fit zu viele Details verloren gehen.

Wenn Axialprofile aus den Kompositbildern erstellt werden sollen, muss zusätzlich für die Intensitätsunterschiede bei den Bildübergängen kompensiert werden. Ein nicht kompensiertes Axialprofil eines Kompositbildes ist in Abbildung 21 (oben) zu sehen, dabei sind die starken Unterschiede bei den Bildübergängen im Profil sehr deutlich.



**Abbildung 21:** Axialprofil (oben) und kompensiertes Axialprofil (unten) eines Kompositbildes.

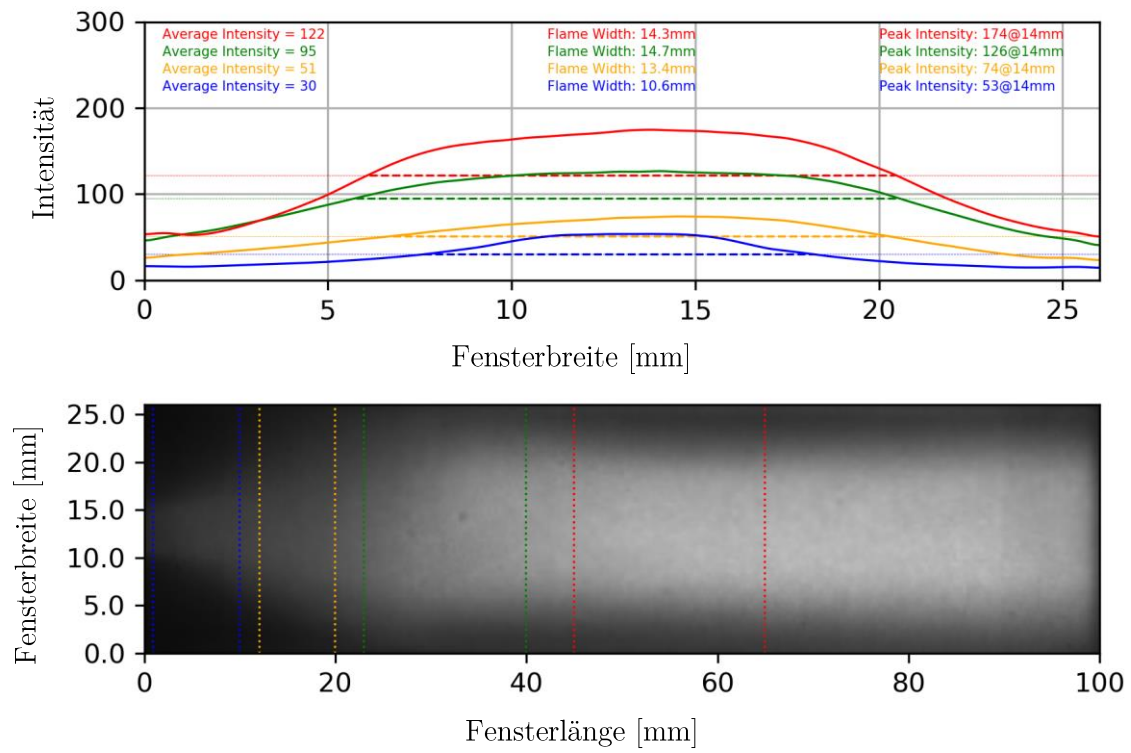
In Abbildung 21 ist als rote Kurve zusätzlich die Änderung des Intensitätswerts aufgetragen, welche die Übergänge verdeutlicht. Für die Kompensation wird ein fester Grenzwert für die maximale Intensitätsänderung festgelegt. Wenn dieser überschritten wird, wird eine Kompensation durchgeführt. Durch die Annahme, dass das Intensitätsprofil kontinuierlich ist, wird bei Überschreitung des Grenzwertes, die

Intensitätsänderung am Ort der Überschreitung als Versatz für alle folgenden Intensitätswerte addiert. Die geringen künstlichen Kanten, die durch dieses Verfahren entstehen, werden durch den gaußschen Glättungsfilter ausgeglichen. Mit Hilfe dieser Methode, unter Abstimmen des Grenzwertes, kann ein kontinuierliches Intensitätsprofil erlangt werden, wie es in Abbildung 21 (unten) zu sehen ist.

Aus den Profilen wird die Durchschnittsintensität, die maximale Intensität, die Position im Fensterausschnitt der maximalen Intensität und der „Flame Cut-Off“-Point ausgelesen. Dieser selbst definierte Punkt soll ein Maß für die Länge der Flamme sein. Der Punkt ist definiert, als der Abschnitt des Intensitätsprofils, der am Ende des Profils unterhalb der Durchschnittsintensität ist. Die Werte der Intensität entsprechen den unveränderten 8Bit Integer-Werten von 0 – 255. Für den Vergleich von verschiedenen Betriebsbedingungen werden die Intensitätsprofile ebenfalls nach Brennkammerdruck und ROF in eine Abbildung geplottet.

#### **3.3.2.2. Radialprofile**

Die Radialprofile verlaufen entlang der vertikalen Achse der Bilder, werden aber ansonsten mit der gleichen Methodik erstellt wie die Axialprofile. Bei den Radialprofilen werden jedoch vier ROI betrachtet, um die Entwicklung der radialen Flammenintensität besser erfassen zu können. Aus den Profilen wird die Durchschnittsintensität, maximale Intensität, Position der maximalen Intensität und die Flammenweite erfasst. Die Flammenweite ist dabei nicht die tatsächliche Weite der Flamme, da das Fenster nicht den gesamten Durchmesser der Brennkammer abbildet. Die Flammenweite, wie sie hier definiert ist, ist der Teil des Profils oberhalb der Durchschnittsintensität. Diese Werte werden für jeden ROI einzeln erfasst.



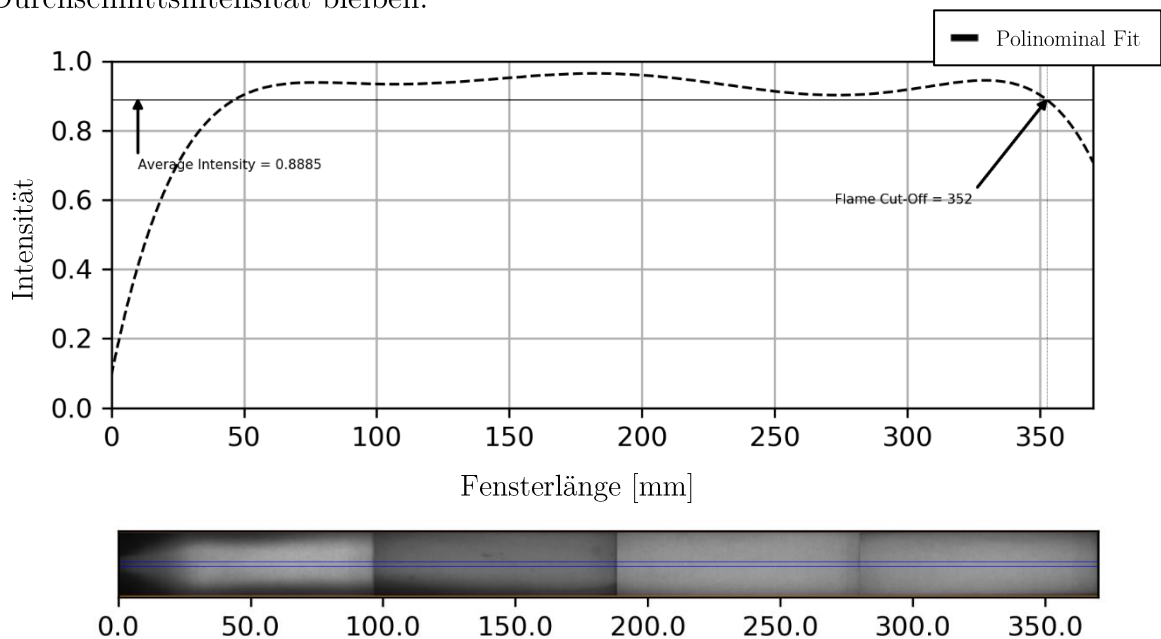
**Abbildung 22:** Radialprofil.

## 4. Ergebnisse und Interpretation

Im folgenden Kapitel werden die erlangten Ergebnisse vorgestellt und analysiert. Dabei werden die Flammenlänge und die Intensitätsverteilung der Verbrennung in der Brennkammer untersucht.

### 4.1. Flammenlänge

Das tatsächliche Ende der Flamme in der Brennkammer reicht über den optischen Zugang und die Brennkammer hinaus. Aufgrund dessen muss eine neue Kennzahl eingeführt werden, die Auskunft über die Flammenlänge gibt, aber durch den optischen Zugang und den Intensitätsprofilen erfasst werden kann. Dafür wurde der „Flame-Cut-Off“-Punkt (FCO) eingeführt. Dieser Punkt entspricht der Position in der Brennkammer an dem die Intensitätswerte des Polynom-angepassten Intensitätsprofil dauerhaft unter der Durchschnittsintensität bleiben.

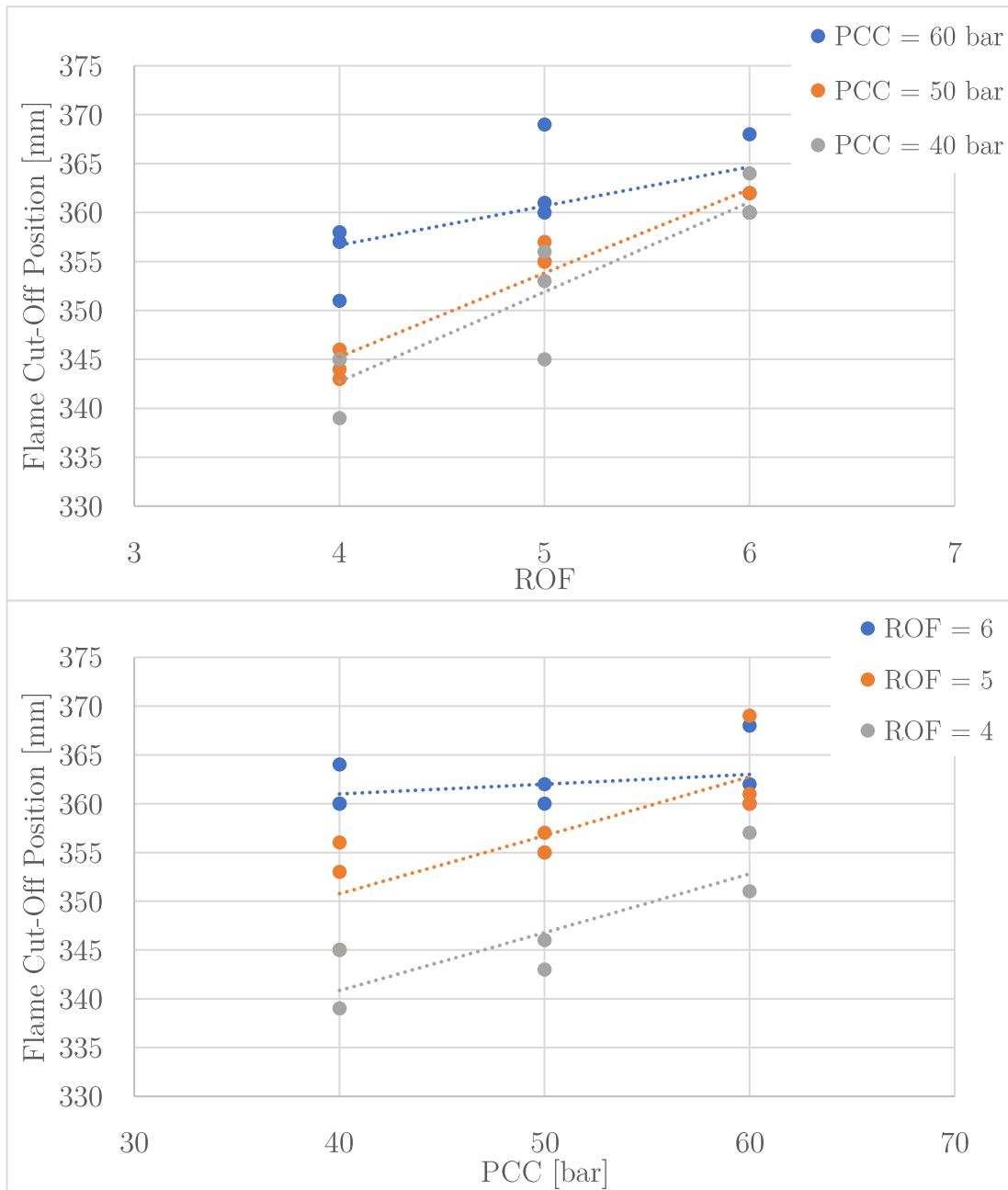


**Abbildung 23:** Axialprofil mit FCO und Durchschnittsintensität markiert.

Der Vergleich zwischen den unterschiedlichen FCOs zeigt eine lineare Proportionalität der Flammenlänge zum ROF und eine lineare Proportionalität der Flammenlänge zum Brennkammerdruck (PCC). Bei der Auswertung von Schattengraphie-Hochgeschwindigkeitsaufnahmen, welche synchron aufgenommen wurden, ist eine lineare

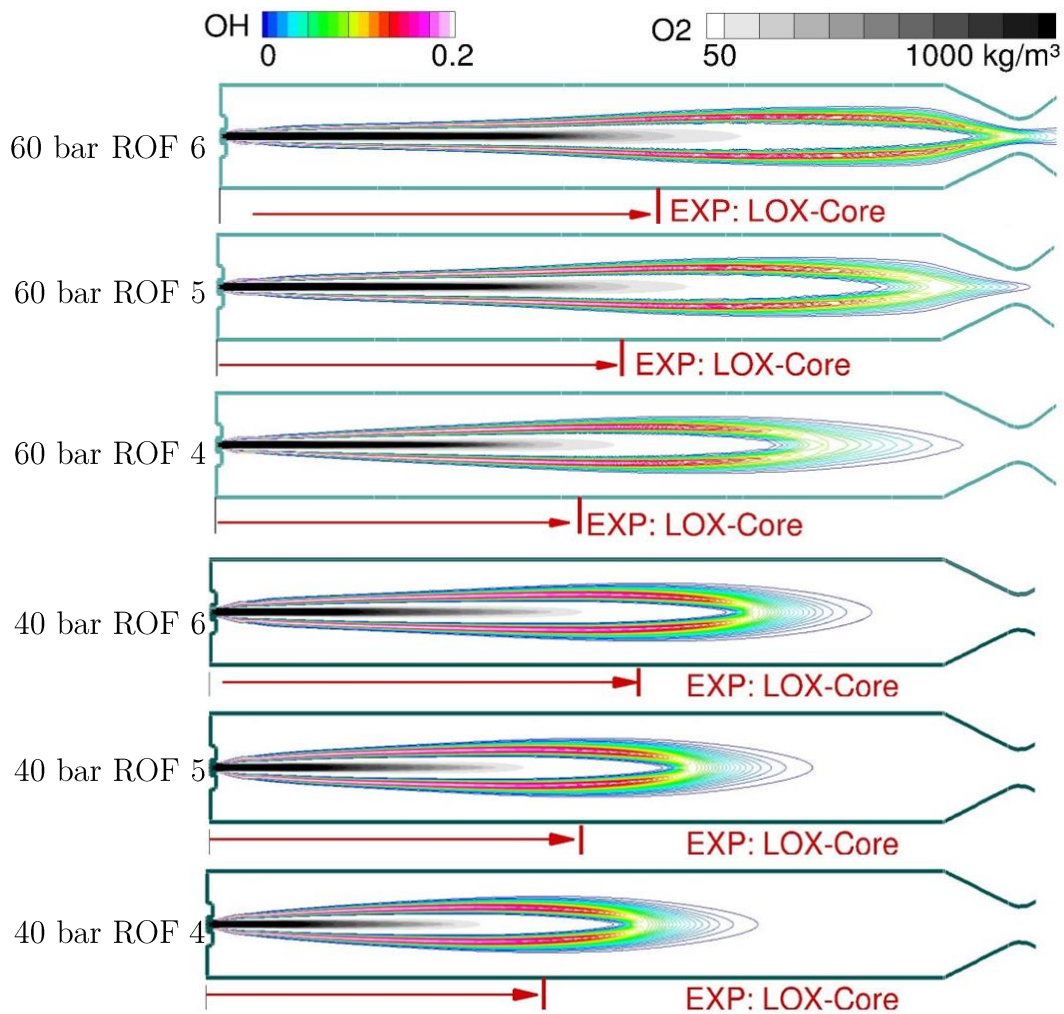
Proportionalität der LOX-Kernlänge zum ROF beobachtet worden [22]. Da man die Annahme treffen kann, dass die LOX-Kernlänge und die Flammenlänge direkt zusammenhängen, stimmen die Beobachtungen überein. In dieser Studie wurde dadurch eine Proportionalität der LOX-Kernlänge von dem Geschwindigkeitsverhältnis VR und dem Impulsstromverhältnis J angenommen [22].

$$VR = \frac{u_g}{u_f} \quad J = \frac{(\rho u^2)_g}{(\rho u^2)_f}$$



**Abbildung 24:** FCO-Position in Abhängigkeit von ROF und PCC.

Beide Abhängigkeiten, vom ROF und vom Brennkammerdruck, stimmen zusätzlich mit Simulationsergebnissen überein. Die Simulation benutzte die Brennkammergeometrie von BKC und die Betriebsbedingungen der Testkampagne [23]. Abbildung 25, zeigt die OH-Verteilung und die Dichte des Sauerstoffs, für überkritische 60 bar und unterkritische 40 bar bei ROF 6, 5 und 4 in der Brennkammer.

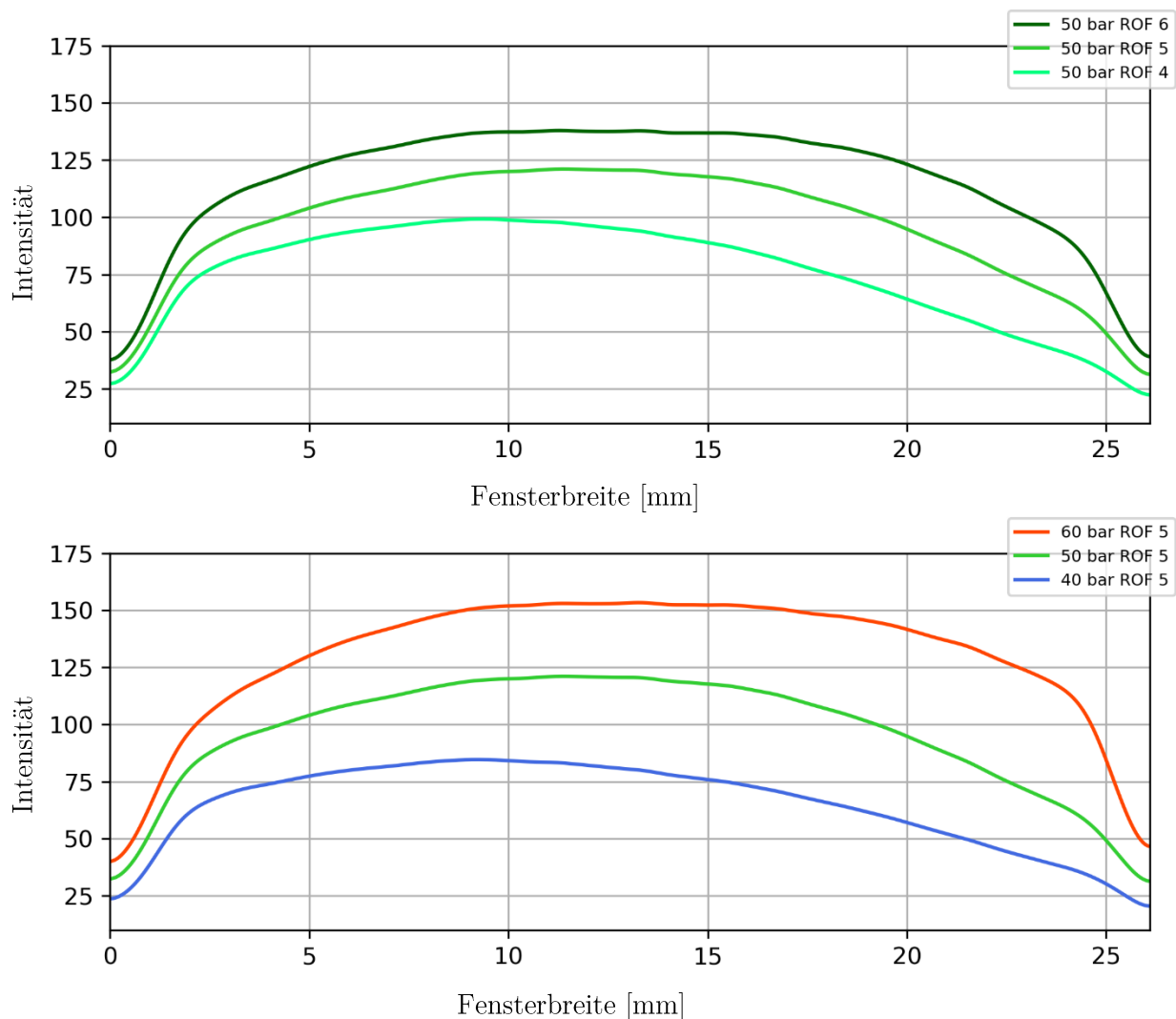


**Abbildung 25:** Simulationsergebnisse von ProTAU [30].

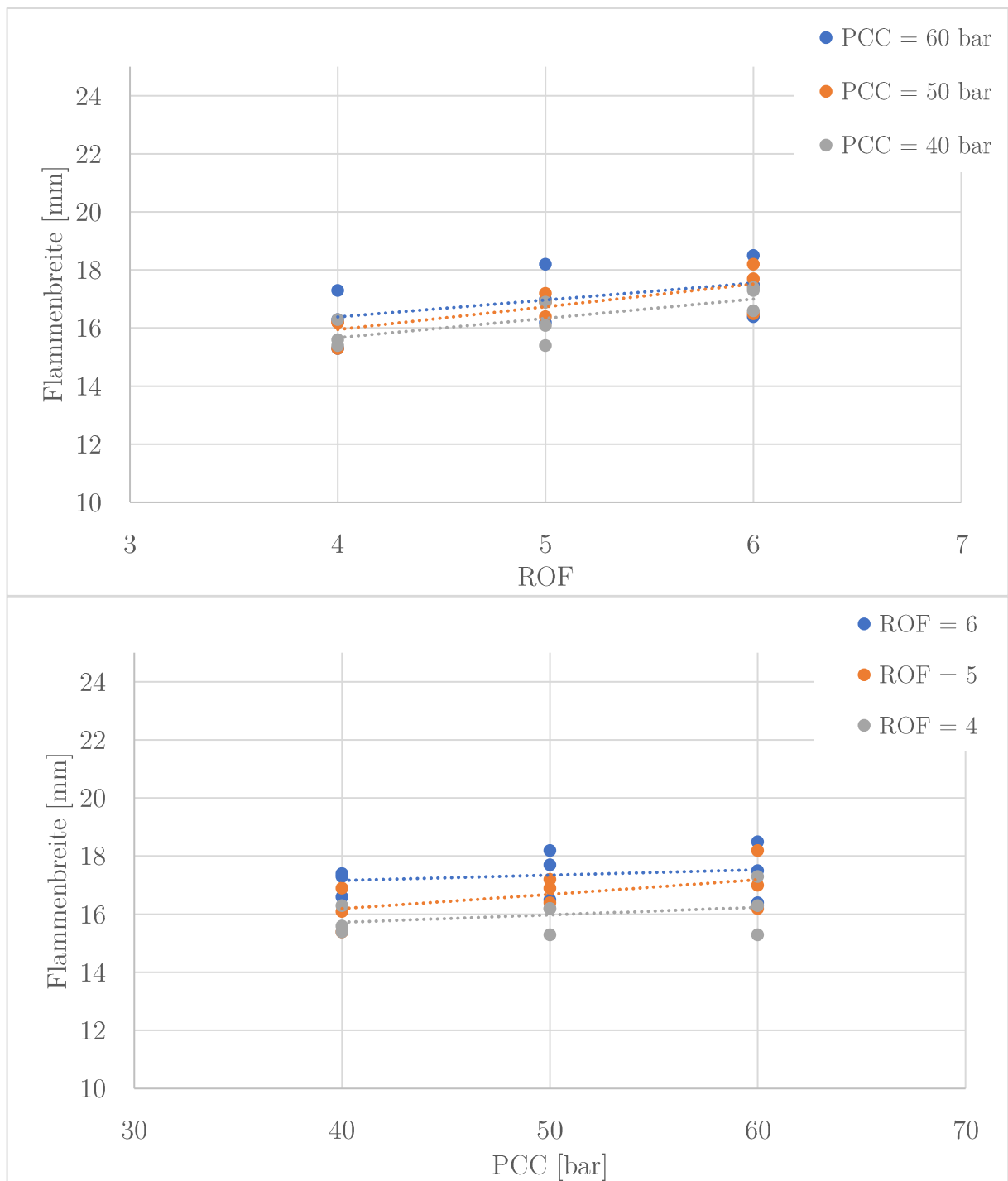
Wenn die Annahme gemacht wird, dass die Länge und Breite der Flamme direkt zusammenhängen, kann ebenfalls aus den Radialprofilen ein Rückschluss auf die Flammenlänge gewonnen werden. Da die absolute Breite der Flamme, wie die Flammenlänge, größer als der optische Zugang sind, wird die Flammenbreite in diesem Kontext neu definiert. Die Flammenbreite ist für diese Arbeit, der Abschnitt des radialen Intensitätsprofil oberhalb der Durchschnittsintensität des Profils. Da die Radialprofile in



der Brennkammer von 230 mm bis 370 mm die gleichen Abhängigkeiten von ROF und Brennkammerdruck aufgewiesen haben, wurde ein ROI von 312 mm bis 333 mm für die Auswertung gewählt. Abbildung 26 zeigt die radialen Intensitätsprofile und Abbildung 27 die Flammenbreiten, ausgewertet von allen Testdurchläufen, abhängig vom ROF und Brennkammerdruck. Es ist, wie bei FCO, eine lineare Proportionalität für ROF und Brennkammerdruck zu beobachten. Bei der beobachteten Flammenbreite ist zu bedenken, dass die Profile mit höherem ROF und Brennkammerdruck eine höhere Durchschnittsintensität haben, wodurch die ermittelte Flammenbreite vergleichsweise schmaler ist als die eines flacheren Profils bei niedrigerem ROF und Druck. Deshalb ist die in Abbildung 26 sichtbare Abhängigkeit der Flammenbreite vom ROF und Druck wahrscheinlich geringer als die tatsächliche Flammenbreite.



**Abbildung 26:** Radialprofile in Abhängigkeit des ROFs (oben) und Brennkammerdruckes (unten).



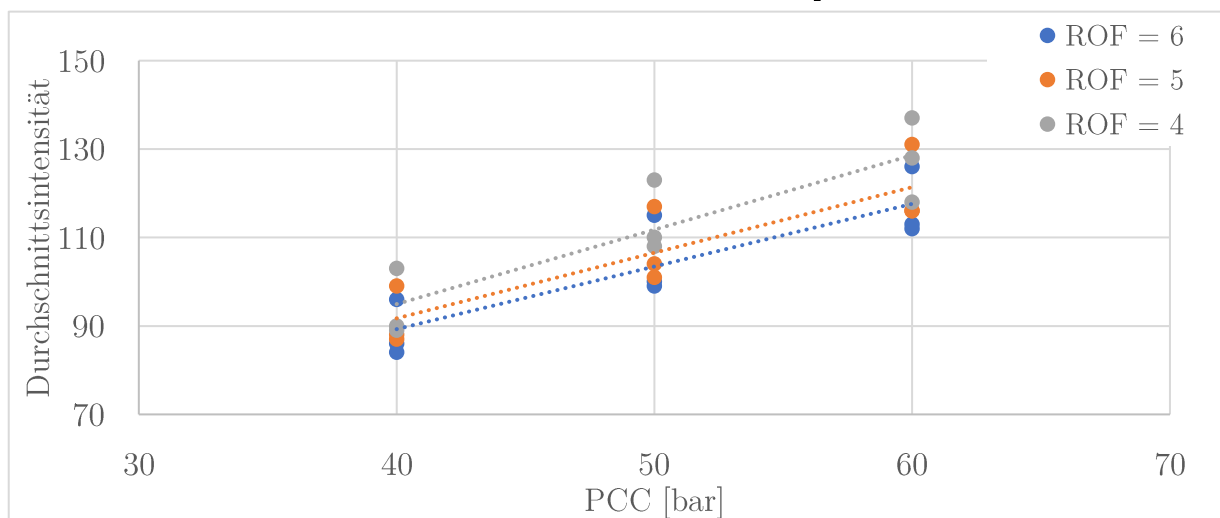
**Abbildung 27:** Flammenbreite in Abhängigkeit des ROFs (oben) und Brennkammerdruckes (unten).

## 4.2. Intensitätsverteilung der Flamme

Die Intensitätsverteilungen der Flamme in der Brennkammer werden auf die Einflüsse von Brennkammerdruck und ROF anhand der Intensitätsprofile untersucht. Für die Analyse wurden die radialen und axialen Intensitätsprofile untersucht. Beide Profilarten zeigten die gleichen Trends, woraufhin im Folgenden nur die axialen Profile vorgestellt werden. Die Intensitätsprofile der gemittelten Einzelaufnahmen und Kompositbilder wurden analysiert. Um einen besseren Überblick zu geben, werden aber nur die Kompositbilder für die Vorstellung der Ergebnisse verwendet.

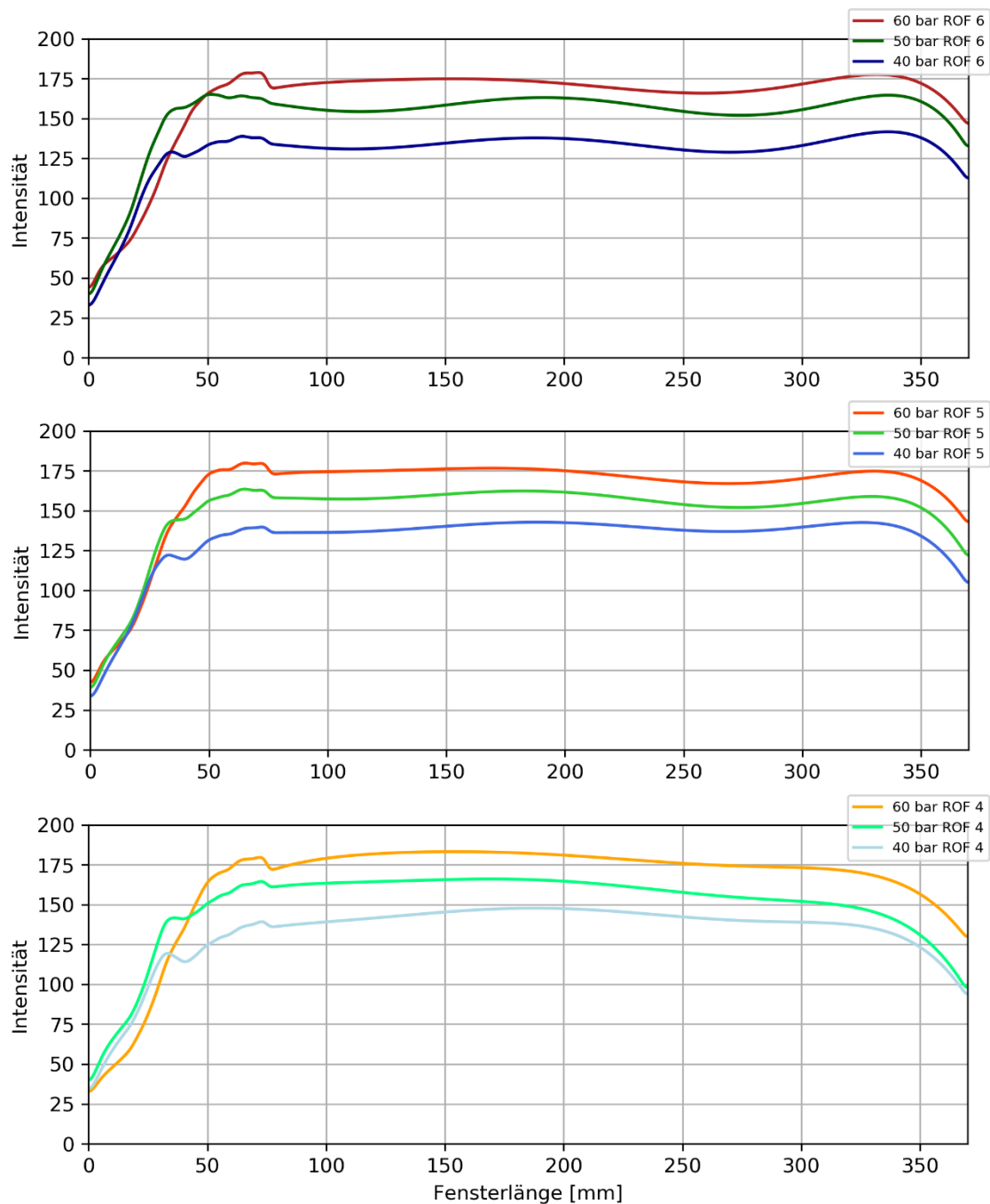
### 4.2.1. Abhängigkeit der Intensitätsverteilung vom Brennkammerdruck

Beim Vergleich der Profile bei den drei Druckstufen wurde eine Abhängigkeit der Profilform in den ersten 100 mm der Brennkammer festgestellt. Der Einfluss des Brennkammerdrucks auf die Form des Profils ist dabei, wie in Abbildung 29 zu sehen, besonders deutlich zwischen 25 - 75 mm. Da der ROF ebenfalls die Profilform beeinflusst, ist es schwer Abhängigkeiten zu isolieren. Es ist jedoch ein leichter Trend zu sehen, dass das Profil bei 50 bar früher über die Durchschnittsintensität ansteigt, wie in Abbildung 29 zu sehen. Ab ca. 100 mm in der Brennkammer hat der Druck auf die Form des Profils keinen identifizierbaren Einfluss mehr und die Intensitätsprofile der unterschiedlichen



**Abbildung 28:** Durchschnittsintensität in Abhängigkeit des Brennkammerdrucks.

Druckstufen, laufen annähernd parallel zueinander. Eine Abhängigkeit, die sehr deutlich zu sehen ist, ist die lineare Proportionalität der Intensität zum Brennkammerdruck. Dieser Trend ist unabhängig vom ROF in allen Testdurchläufen zu sehen. Diese Proportionalität wurde auch in anderen Studien numerisch und experimentell nachgewiesen [24].



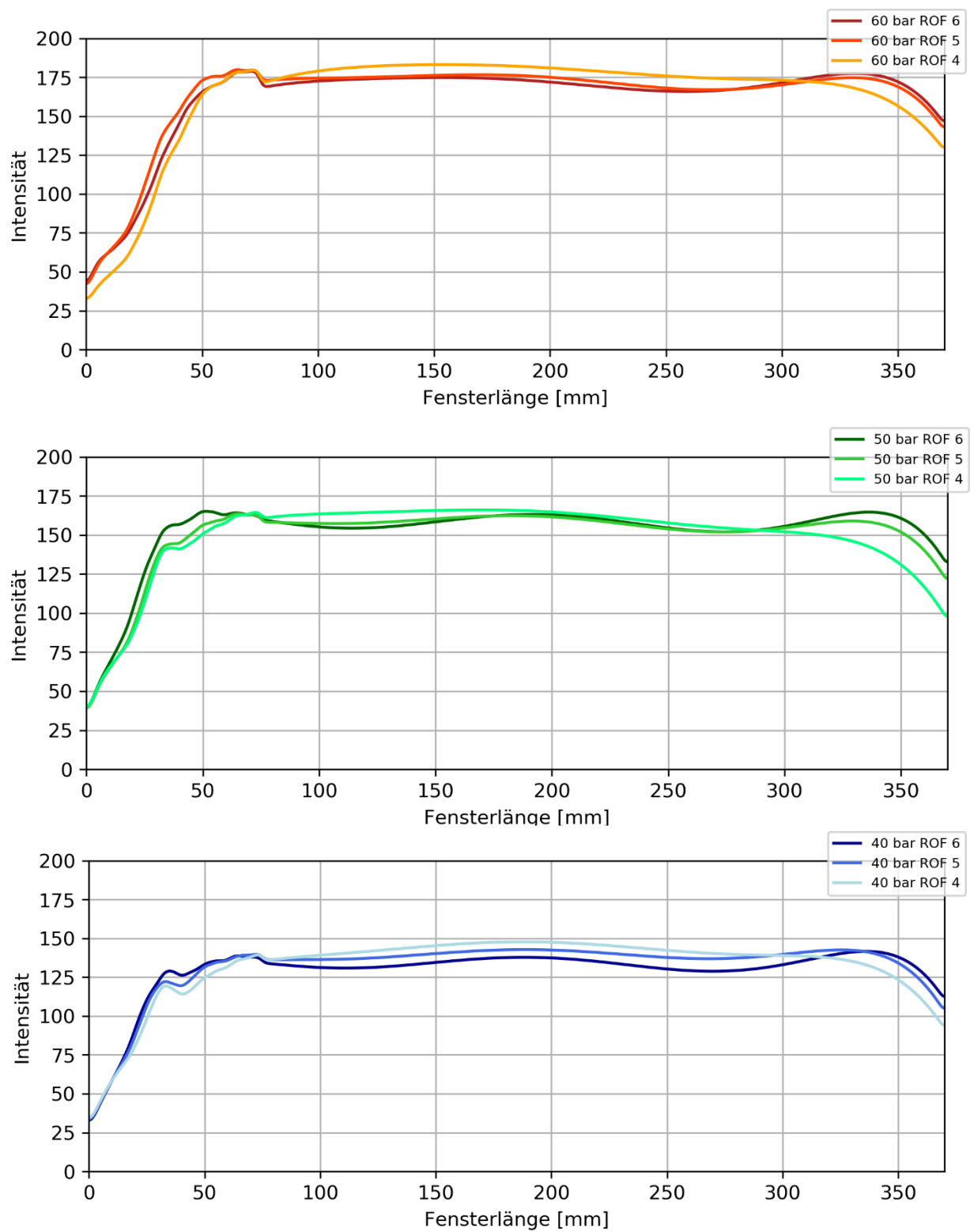
**Abbildung 29:** Axialprofile aus Kompositbildern für ROF 6 (oben), ROF 5 (Mitte) und ROF 4 (unten).

### 4.2.2. Abhängigkeit der Intensitätsverteilung vom ROF

Die Beziehung zwischen der Intensitätsverteilung, abhängig vom ROF, ist nicht so hervorstechend wie die des Brennkammerdrucks. Es ist aber zu sehen, dass der Einfluss des ROFs sich hauptsächlich auf die Form des Intensitätsprofils beschränkt, anstatt die der Durchschnittsintensität.

Der stärkste Einfluss auf die Form des Profils ist am Ende des optischen Zugangs zu sehen, ab ca. 300 mm. Dort fällt das Intensitätsprofil, mit steigendem ROF, später ab. Bei ROF 5 und 6 weisen die Profile bei ca. 340 mm ein lokales Maximum auf, bevor sie anschließend unter die Durchschnittsintensität absinken. Dieses Verhalten ist unabhängig vom Druck nicht bei einem ROF von 4 aufzufinden. Diese starke Abhängigkeit der Intensitätsverteilung wurde genauso mit numerischen Methoden beobachtet, wie es in Abbildung 25 zu sehen ist. Es ist ebenfalls eine Abhängigkeit des Intensitätsprofils im Injektor-nahen Bereich zu sehen. Bei einem höheren ROF steigt das Profil früher über die Durchschnittsintensität. Dieser Einfluss kann auf das Geschwindigkeitsverhältnis VR der Treibstoffe zurückgeführt werden. Der ROF wird über den Massenfluss des Wasserstoffs reguliert, was zu höheren Einspritz-Geschwindigkeiten und somit stärkeren Scherkräften und besserer Mischung bei niedrigerem ROF führt.

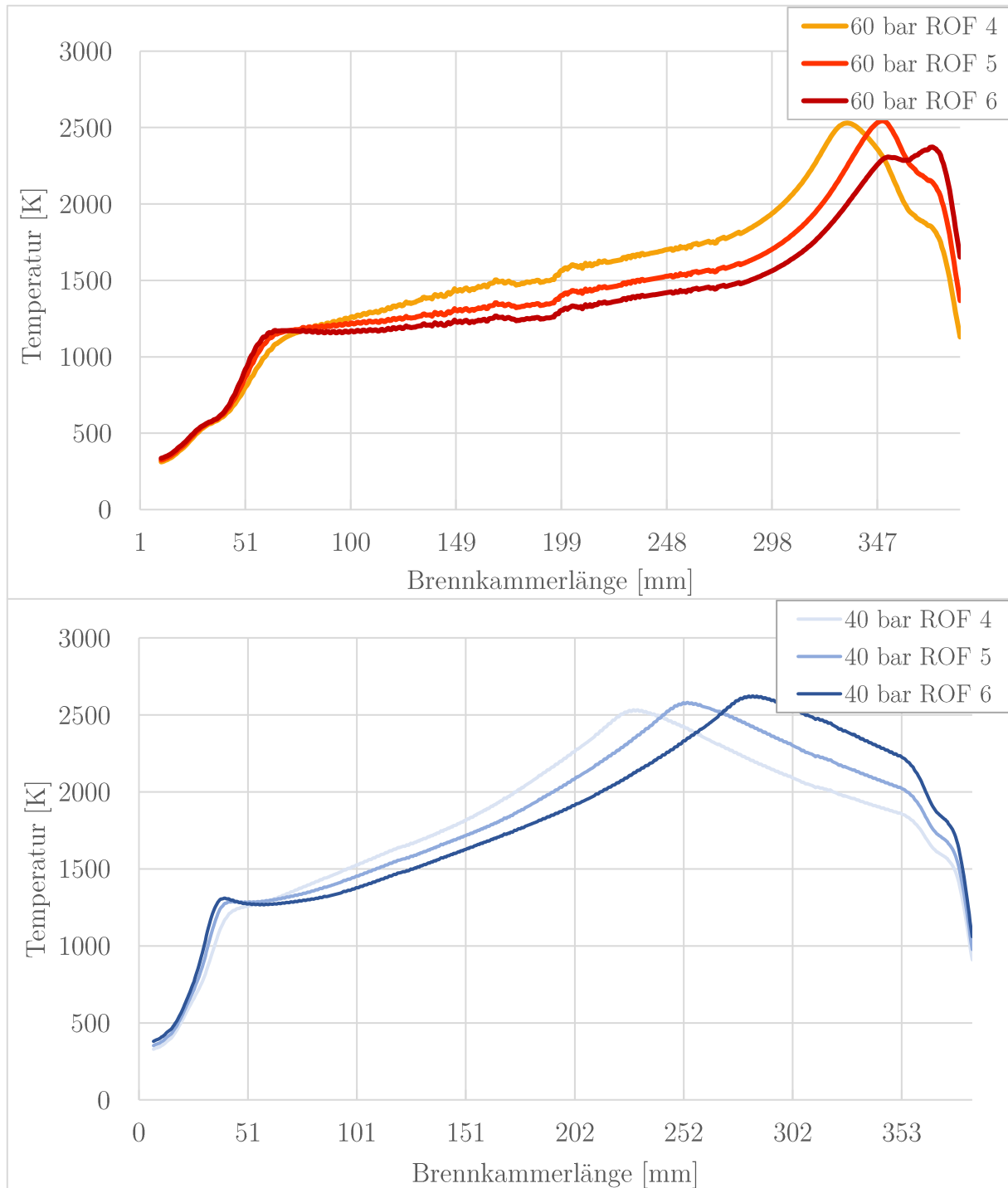
Für den Bereich von 100 – 300 mm des optischen Zugangs ist zu beobachten, dass die Intensität mit einem niedrigeren ROF höher ist. Dieses Verhalten ist, wie in Abbildung 30, bei einem unterkritischen Brennkammerdruck von 40 bar am deutlichsten zu sehen. Eine sichere Erklärung für dieses Verhalten konnte nicht ausfindig gemacht werden. Es wurde die Hypothese aufgestellt, dass die Verbrennung bei niedrigerem ROF in diesem Bereich nicht intensiver ist. Stattdessen liegt mehr des OH\*-Formungsbereichs, aufgrund einer kürzeren Flamme wie in Kapitel 4.1 beschrieben, in diesem Abschnitt des optischen Zugangs. Für die Untersuchung dieser Hypothese sollte aber ein optischer Zugang verwendet werden, der einen größeren Bereich der Flamme in der Brennkammer abbildet.



**Abbildung 30:** Axialprofile aus Kompositbilder für 60 bar (oben), 50 bar (Mitte) und 40 bar (unten).

### 4.2.3. Vergleich zu Temperaturprofilen

Wie in Kapitel 2.4.2 erklärt ist, ist die Anregung von Hydroxyl-Radikalen stark von der Temperatur abhängig. Aufgrund dessen werden im Folgenden simulierte axiale Temperaturprofile vorgestellt, welche aus derselben Simulation hervorkommen wie Abbildung 25.



**Abbildung 31:** Simulierte Axialprofile des Temperaturverlauf für 60 bar (oben) und 40 bar (unten) [30].

Am Anfang der Profile, in Abbildung 31, ist von 0 – 75 mm der gleiche konvexe Anstieg zu sehen wie in den axialen Intensitätsprofilen, in Abbildungen 29 und 30. Bei der Simulation von 40 bar ist besonders das lokale Maximum bei ungefähr 40 mm in Abbildung 30 und 31 zu erkennen, dies zeigt eine gute Übereinstimmung von der Simulation und den experimentellen OH\*-Aufnahmen. Das Verhalten der Flammenlänge ist ebenfalls vergleichbar mit dem aus den Intensitätsprofilen, da ein höherer ROF zu einem späteren Absinken des Profils führt. Bei 40 bar ist der Einfluss des ROF ebenfalls deutlich bei der Position der Maxima zu sehen, ein höherer ROF führt zu einem späteren und größeren Maximum.

Bei dem Temperaturprofil von 60 bar scheint es das Profil und somit die Flamme im Maximum abrupt abzubrechen. Dies ist wahrscheinlich auf das Ende der Brennkammer zurückzuführen und nicht das Ende der Verbrennung, welche weiterhin außerhalb der Brennkammer stattfinden kann. Eine weitere Übereinstimmung mit den Intensitätsprofilen ist, dass im Bereich von 100 – 300 mm ein niedrigerer ROF zu einer höheren Temperatur, bzw. Intensität, führt.

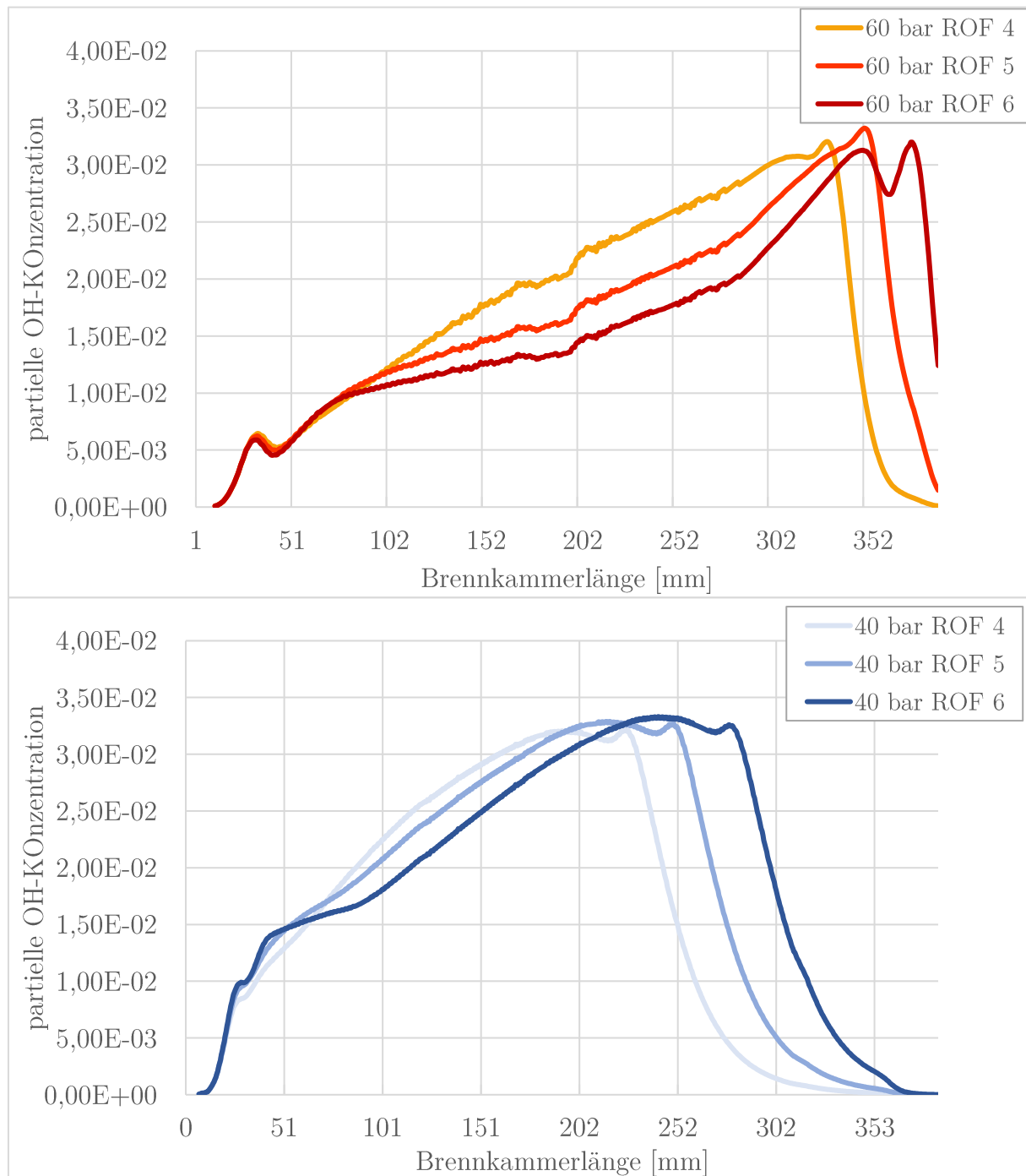
Eine Beobachtung, die an den Temperaturprofilen gemacht werden kann, ist, dass die Temperatur bis zu einem Maximum kontinuierlich ansteigt. Bei den Intensitätsprofilen ist ab 100 mm ein Plateau erreicht, welches relativ flach bis zum Flammenende verläuft. Dieser Unterschied in den Profilen könnte auf die Selbstabsorption von Hydroxyl-Radikal-Emission zurückzuführen sein. Die Temperaturprofile bilden die Temperatur entlang der Injektor-Achse ab, dahingegen können die Intensitätsprofile nur die integrierte OH\*-Emission bis zu einer gewissen Entfernung vom Fenster abbilden.

#### **4.2.4. Vergleich zu OH-Konzentrationsprofilen**

Eine Größe die ebenfalls mit Intensitätsprofilen der OH\*-Aufnahmen verglichen werden kann ist die OH-Konzentration. Die partielle OH-Konzentration in der Brennkammer entlang der Injektor-Achse wurde dabei, ebenfalls wie die Temperaturprofile, aus der ProTau-Simulation [30] entnommen. Bei diesen Konzentrationsprofilen ist der Einfluss des ROF auf den Bereich von 100 – 300 mm, im Vergleich zu Intensitäts- oder Temperaturprofilen, am deutlichsten zu sehen.

Das Verhalten des Profils stimmt ebenfalls mit dem in 4.1 beobachteten Verhalten der Flammenlänge überein. Hierbei ist bei 40 bar zusätzlich zu beobachten, dass die Hydroxyl-Konzentration, abhängig vom ROF, bereits ab 230 mm stark abnimmt. Dies würde bedeuten, dass die Verbrennung bereits größtenteils abgeschlossen ist, was mit den Intensitätsprofilen nicht beobachtet werden kann.

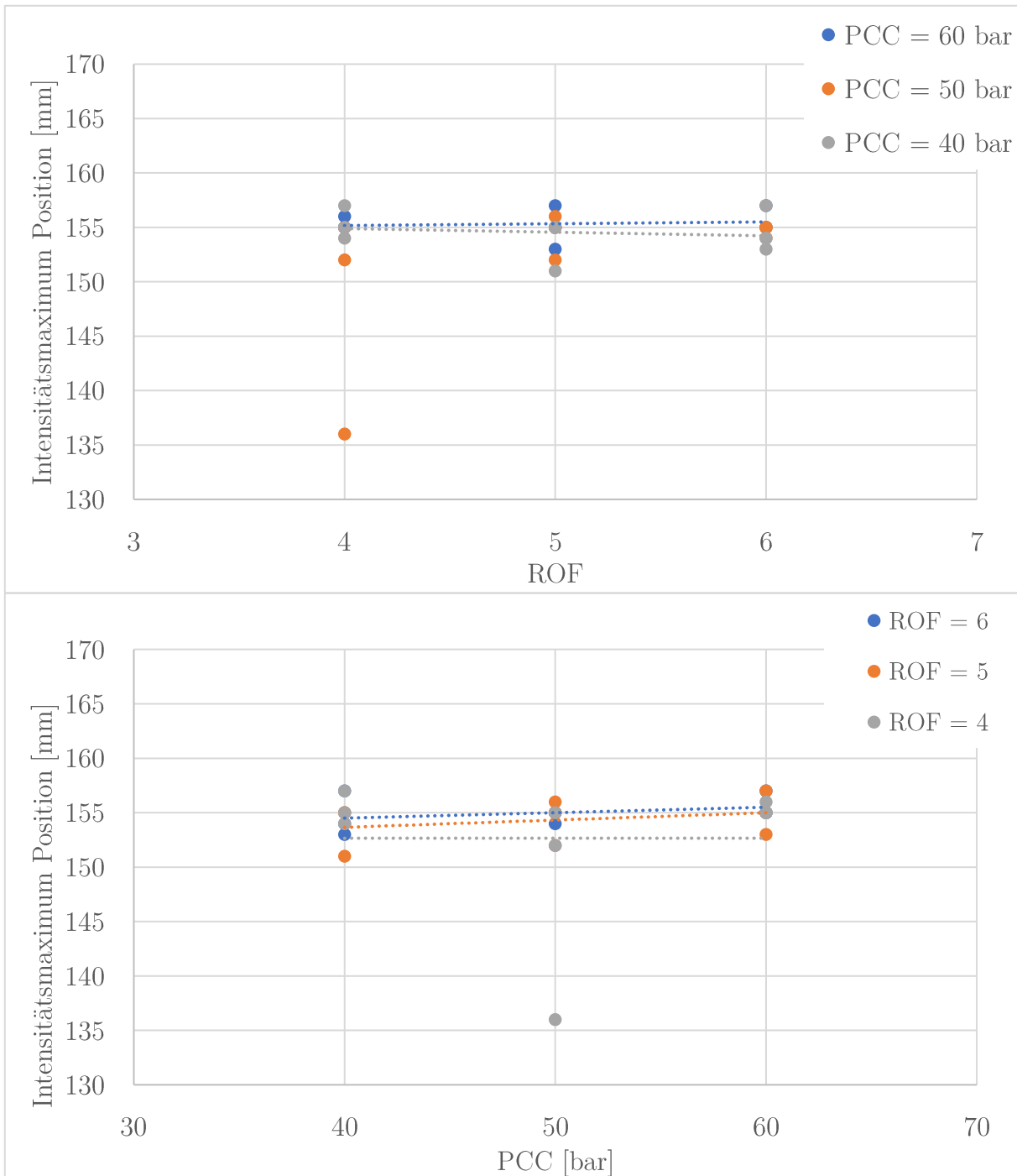




**Abbildung 322:** Simulierte Axialprofile der partiellen OH-Konzentration für 60 bar (oben) und 40 bar (unten) [30].

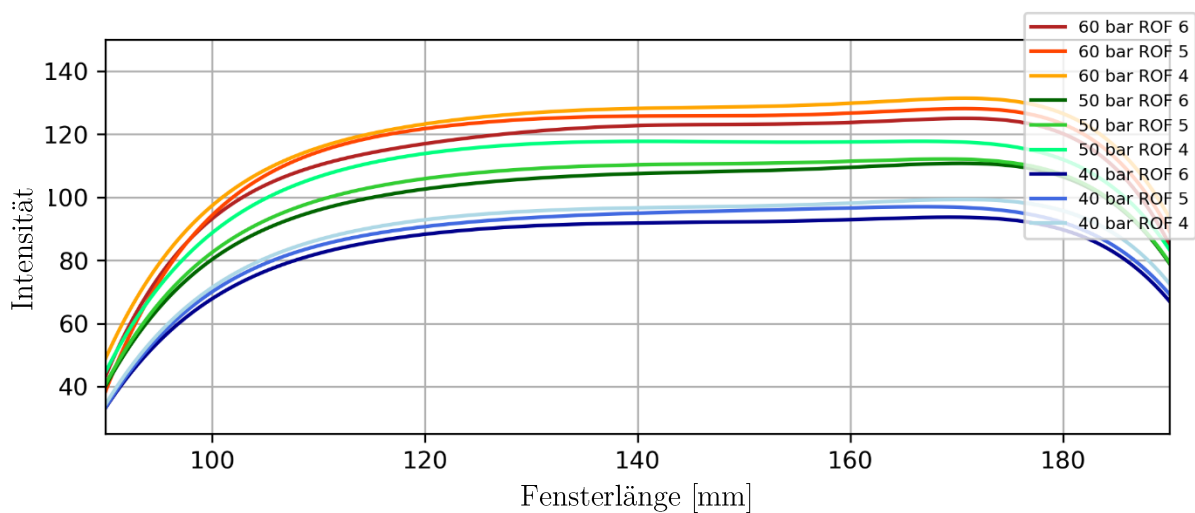
#### 4.2.5. Transluzenz des optischen Zugangs

Bei der Betrachtung der Intensitätsprofile für die zweite und dritte Fensterkonfiguration, die den Bereich von 90 – 280 mm abdeckt, ist aufgefallen, dass unabhängig vom Brennkammerdruck und ROF die Position des Intensitätsmaximums stationär blieb. Das Maximum war dabei immer ca. bei 65 mm in axialer Richtung des Fensters.



**Abbildung 33:** Position der maximalen Intensität in Abhängigkeit des ROFs (oben) und des Brennkammerdrucks (unten).

Da eine eindeutige Abhängigkeit des Intensitätsprofils von Brennkammerdruck und ROF in Kapitel 4.2.1 und 4.2.2 gezeigt wurde, kann angenommen werden, dass die Transluzenz des Fensters für die zweite und dritte Fensterkonfigurationen einen starken Einfluss hat. Da die Verbrennung, bei Betrachtung von gemittelten Aufnahmen, in dem Bereich von 100 – 300 mm als relativ homogen angenommen werden kann, ist die Transluzenz wahrscheinlich der dominierende Faktor auf die Form des Intensitätsprofils für diesen Bereich. In Abbildung 32 ist zu sehen, dass die Form des Profils nur minimale Unterschiede zwischen allen Betriebspunkten hat.



**Abbildung 34:** Axialprofile der zweiten Fensterkonfiguration bei allen Betriebspunkten.

Dieses Artefakt des optischen Aufbaus kann nicht klar einer Ursache zugeordnet werden. Da das Quarzglas des optischen Zugangs in die Brennkammer hineinreicht, beeinflusst dies die Strömung und kann Verwirbelungen verursachen. Ein weiterer möglicher Grund für die variierende Transluzenz des Fensters könnte das thermische Spannungsprofil im Glas sein, welches die Strahlungs-Durchlässigkeit beeinflusst. Zusätzlich könnte die verwendete Optik einen Vignetten-Effekt verursachen.

Unabhängig von der Ursache wäre es möglich, anhand der Intensitätsprofile der zweiten und dritten Konfiguration, festzulegen, welche Bereiche der Aufnahmen beim Erstellen von Kompositbildern weggeschnitten werden sollten. Zusätzlich könnte man, unter der Annahme, dass die Verbrennung im Bereich von 90 – 300 mm homogen ist, die Form des Intensitätsprofils als Korrektur für alle Intensitätsprofile benutzt werden.

## 5. Zusammenfassung und Fazit

Im Rahmen dieser Arbeit wurden Hochgeschwindigkeitsaufnahmen von Hydroxyl-Radikal-Emission auf die Flammenlänge und Intensitätsverteilung der Verbrennung analysiert. Die Aufnahmen wurden mit dem optischen Zugang der Modellbrennkammer BKC am Standort Lampoldshausen des DLR aufgezeichnet.

Für die Auswertung der Aufnahmen wurde eine Bildbearbeitungsroutine in Python entwickelt, welche die Rohbilder zuschneidet, bearbeitet und Kompositbildern erstellt. Aufgrund der großen Menge an Daten wurde die Hochgeschwindigkeitsaufnahmen gemittelt, wodurch für jeden Betriebspunkt des Testdurchlaufs ein Einzelbild oder Kompositbild entsteht. Aus den bearbeiteten Bildern wurden dann axiale und radiale Intensitätsprofile erzeugt, die für die Auswertung verwendet wurden.

Die Flammenlänge wurde durch das Einführen des FCO-Punktes an den Intensitätsprofilen und an der Flammenbreite erfasst. Dabei wurde eine lineare Proportionalität der Flammenlänge von ROF und Brennkammerdruck beobachtet. Dieses Ergebnis stimmt somit mit einer vorgehenden Studie aus der gleichen Testkampagne, die Schattengraphie-Aufnahmen analysiert hat und numerischen Ergebnissen überein.

Die Intensitätsverteilung der Verbrennung wurde mit der Auswertung der Intensitätsprofile durchgeführt. Dabei wurde eine lineare Proportionalität der Intensität zum Brennkammerdruck festgestellt. Es wurde ebenfalls beobachtet, dass der Brennkammerdruck die Form der Profile in den ersten 100 mm der Brennkammer beeinflusst. Erkennbar war, dass das Mischungsverhältnis (ROF), oder davon abgeleitet das Impulsstromverhältnis  $J$ , die Form der Profile in den ersten und letzten 100 mm des optischen Zugangs beeinflusst. In der Nähe des Injektors wurde der Einfluss des ROFs dabei dem Geschwindigkeitsverhältnis (VR) der Treibstoffe zugeordnet.

Um eine ausgiebigere Auswertung von Hochgeschwindigkeitsaufnahmen von Hydroxyl-Radikal-Emission durchzuführen, wäre es interessant eine Brennkammer zu verwenden, welche einen größeren optischen Zugang ermöglicht. Durch einen größeren Einblick in die Brennkammer, vor allem in radialer Richtung, könnte man die Flammenbreite absolut bestimmen und mehr Rückschlüsse auf die Intensitätsverteilung gewinnen. Ein weiterer Aspekt, der untersucht werden könnte, wäre die Auswertung der Einzelaufnahmen der Hochgeschwindigkeitskamera. Durch die Analyse der einzelnen Aufnahmen könnte die zeitliche Änderung der Flammenstruktur untersucht werden.

## 6. Danksagung

Im Folgenden möchte ich meinen besonderen Dank für mehrere Personen aussprechen, welche zur Vervollständigung der Bachelorarbeit beigetragen haben.

An erster Stelle danke ich nachdrücklich meinem Betreuer Dr. Justin Hardi dafür, dass er mir die Durchführung der Arbeit beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt ermöglicht hat. Dazu möchte ich ihm und meinen engagierten und hilfsbereiten Kollegen, für die Vielzahl an konstruktiven Vorschlägen für das Bearbeiten meiner Thematik, danken.

Dr. Jörg Eberhardt danke ich für die Betreuung meiner Arbeit und den reibungslosen Ablauf.

Abschließend möchte ich meiner Familie und meinen Freunden danken, insbesondere meiner Mutter für das Korrekturlesen und meiner Freundin für die Unterstützung und Motivation.

# Literaturverzeichnis

- [1] Fiala, T. (2015), Radiation from High Pressure Hydrogen-Oxygen Flames and its Use in Assessing Rocket Combustion Instability, Technische Universität München, pp 50 – 53.
- 
- [2] Edson, J. B. (1949), Optical studies of the jet flame of the V-2 missile in flight, Tech. Rep., Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground MD.
- 
- [3] Wyman, F. (1951), Relative radiation density and temperature distribution of rocket flames, Tech. Rep., Naval Research Lab Washington DC.
- 
- [4] Weyl, F. J. (1954), Analysis of optical methods, Physical measurements in gas dynamics and combustion. Princeton University Press, pp. 3-25.
- 
- [5] Beisler, M., S. Pal, M. Moser, and R. Santoro (1994), Shear coaxial injector atomization in a LOx/GH2 propellant rocket, in 30th Joint Propulsion Conference and Exhibit, p.2775.
- 
- [6] Mayer, W., A. Schik, M. Schäffler, and H. Tamura (2000), Injection and mixing processes in high-pressure liquid oxygen/gaseous hydrogen rocket combustors, Journal of Propulsion and Power 16(5), p823-828.
- 
- [7] Tripathi, A., M. Juniper, P. Scoufflaire, J.-C. Rolon, D. Durox, and S. Candel (1999), LOx tube recess in cryogenic flames investigated using OH and H2O emission, in 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, p.2490 .
- 
- 8: Suslov, D. I., J. S. Hardi, B. Knapp, and M. Oswald (2015), Hot-fire testing of LOx/H2 single coaxial injector at high pressure conditions with optical diagnostics, in 6th European Conference of Aeronautics and Space Science (EUCASS).
- 
- 9: Lux, J. (2008), Flammenstabilisierung in einer Hochdruck-Raketenbrennkammer bei koaxialer Injektion von LOx/Methan, Ph.D. thesis, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen.
- 
- 10: Woodward, R., S. Pal, R. Santoro, and K. Kuo (1996), Measurement of core structure of coaxial jets under cold-flow and hot-fire conditions, Recent advances in spray combustion: Spray atomization and drop burning phenomena., 1, p185-209.
- 
- 11: Woodward, R., S. Pal, S. Farhangi, and R. Santoro (2006), LOx/GH2 shear coaxial injector atomization studies at large momentum flux ratios, in 42nd AIAA(ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, p.5203.

- 
- 12: Suslov, D. I., J. S. Hardi, and M. Oswald (2019), Full-length visualisation of liquid oxygen disintegration in a single injector sub-scale rocket combustor, *Aerospace Science and Technology*, 86, 444-454.
- 
- 13: Fiala, T. (2015), Radiation from high pressure hydrogen-oxygen flames and its use in assessing rocket combustion instability, Ph.D. thesis, Technische Universität München.
- 
- 14: Fiala, T., and T. Sattelmayer (2013), On the use of OH\* radiation as a marker for the heat release rate in high-pressure hydrogen-oxygen liquid rocket combustion, in 49th AIAA/AS-ME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference.
- 
- 15: Fiala, T., and T. Sattelmayer (2016), Modeling of the continuous (blue) radiation in hydrogen flames, *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(2), 1293-1303.
- 
- 16: Fiala, T. Sattelmayer, S. Gröning, J. Hardi, R. Stützer, S. Webster, and M. Oswald (2016), Comparison between excited hydroxyl radical and blue radiation from hydrogen rocket combustion, *Journal of Propulsion and Power*, 33(2), 490-500.
- 
- 17: Candel, S., et al. (2003), Investigations of subcritical and transcritical cryogenic combustion using imaging and laser techniques, *Tiré à part – Office national d'études et de recherches aérospatiales*.
- 
- 18: Hardi, J. S. (2012), Experimental investigation of high frequency combustion instability in cryogenic oxygen-hydrogen rocket engines., Ph.D. thesis, University of Adelaide.
- 
- 19: Herding, G., R. Snyder, C. Rolon, and S. Candel (1998), Investigation of cryogenic propellant flames using computerized tomography of emission images, *Journal of propulsion and power*, 14(2), 146-151.
- 
- 20: Moser, M., J. Merenich, S. Pal, and R. Santoro (1993), OH-radical imaging and velocity field measurements in a gaseous hydrogen/oxygen rocket, in 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit p.2036.
- 
- 21: Singla, G., P. Scoufflaire, C. Rolon, and S. Candel (2006), Planar laser-induced fluorescence of OH in high-pressure cryogenic LOx/GH2 jet flames, *Combustion and Flame*, 144(1-2), 151-169.
- 
- 22: Suslov, D. I., J. S. Hardi, and M. Oswald (2019), Full-length visualisation of liquid oxygen disintegration in a single injector sub-scale rocket combustor, *Aerospace Science and Technology*, 86, 453.
- 
- 23: Stefan Fechter (2017), Simulation von Brennkammern mit Tau.
-



- 
- 24: Fiala, T., and T. Sattelmayer (2013), On the use of OH\* radiation as a marker for the heat release rate in high-pressure hydrogen-oxygen liquid rocket combustion, in 49th AIAA/AS-ME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, p. 103-104
- 
- 25: Kaess, R., S. Koeglmeier, T. Sattelmayer, M. Schulze, M. Oswald, J. Hardi (2016), HF Combustion Stability – Research Activities in Germany, Space Propulsion Conference Rome 2016.
- 
- 26: Mayer, W., H. Tamura (1996), Propellant Injection in a Liquid Oxygen/Gaseous Hydrogen Rocket Engine, JPP Vol. 12, 6-
- 
- 27: Hardi, J. S. (2012), Experimental investigation of high frequency combustion instability in cryogenic oxygen-hydrogen rocket engines., Ph.D. thesis, University of Adelaide.
- 
- 28: Fiala, T. (2015), Radiation from high pressure hydrogen-oxygen flames and its use in assessing rocket combustion instability, Ph.D. thesis, Technische Universität München, p. 52.
- 
- 29: ESA – Stephana Corvaja (2016), Ariane 5 liftoff on flight VA233, [https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2016/11/Ariane\\_5\\_liftoff\\_on\\_flight\\_VA23331](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2016/11/Ariane_5_liftoff_on_flight_VA23331) (aufgerufen am 06.06.2020;18:45)
- 
- 30: Fechter, S., S. Karl, V. Hannemann (2017), Simulation of LOx/GH2 single coaxial injector at high pressure conditions, AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum 10. – 12. July 2017.
- 
- 31: Gaydon, A. G. (1942), Spectroscopy and Combustion Theory, Capman Hall.